

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. С. П. КОРОЛЕВА

В. В. АНДРЕЕВСКИЙ

ОЦЕНКА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Учебное пособие по курсу
«Динамика полета»

Под общей редакцией
доцента А. Ф. Бочкарева

Рассмотрено и одобрено редакционным советом института
9 декабря 1973 года

КУЙБЫШЕВ 1974

В учебном пособии рассматриваются вопросы приближенной оценки летно-технических характеристик самолетов и выбора профиля полета на нестационарных участках.

Изложение ведется применительно к скоростным маневренным самолетам, для которых нестационарные участки составляют существенную часть траектории полета.

Пособие предназначено для студентов старших курсов самолетостроительного факультета

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие «Оценка летно-технических характеристик самолета» по курсу «Аэромеханика» или «Динамика полета» посвящено вопросам приближенной оценки летных данных и характеристик скоростных маневренных самолетов на этапе предварительного проектирования. В связи с увеличением скорости, высоты полета и энерговооруженности при оценке летных данных самолетов этого класса возникают новые проблемы, не нашедшие отражения в основной учебной литературе [1, 2] по курсам «Аэромеханика» и «Динамика полета». В то же время материалы, изложенные в работах, посвященных проектированию самолетов [4, 8], их эффективности [6], испытаниями [7], а также проектированию систем управления [9], позволяют оценить и систематически изложить основные специфические особенности динамики траекторного движения скоростных маневренных самолетов.

Учебное пособие состоит из трех глав. Первая глава посвящена вопросам оценки диапазона высот и скоростей полета и располагаемых показателей маневренности самолета. Изложение базируется на исследовании энергетической маневренности.

Во второй главе рассматриваются вопросы выбора наиболее выгодных режимов полета скоростных самолетов на этапах полета с переменным уровнем энергии. Введено понятие обобщенных затрат, позволившее рассмотреть траектории с минимальным уровнем потерян-

ной дальности на скоростных и экономических режимах.

Третья глава содержит материалы, связанные с оценкой требуемого уровня точности расчетов при выборе летных характеристик и операционных показателей на этапе проектирования. Рассмотрен вопрос о построении типовых траекторий и схем полета, исследование которых позволяет сравнивать различные проектные варианты; дан приближенный метод определения операционных характеристик.

Предполагается, что читатель знаком с фундаментальными основами курсов «Аэродинамика» или «Динамика полета» по основной учебной литературе [1, 2]. Поэтому в пособии не приводится вывод уравнений движения самолета в общем случае и не излагается существо основного метода аэродинамического расчета — метода тяг.

Обозначения в пособии соответствуют принятым в работе [2], отступления оговорены в тексте.

Процесс проектирования самолета—это, по сути, отбор из множества вариантов такого технического решения, которое обеспечило бы (при прочих равных условиях) наиболее эффективное выполнение задач полета. Отбор должен производиться сопоставлением определенных характеристик или показателей, позволяющих в совокупности оценить возможности проектируемого самолета. Свести совокупность или систему показателей к единому обобщенному критерию удастся лишь тогда, когда самолет проектируется для выполнения узкого класса однотипных летных операций. В этом случае может использоваться такой обобщенный критерий, как удельная стоимость операции (например, стоимость тоннокилометра), вероятность успешного выполнения операции и др.

Условия применения и методы использования большинства типов самолетов (особенно скоростных и маневренных) достаточно разнообразны, а круг решаемых задач широк. Эффективность таких самолетов характеризуется набором показателей, сравнительная важность которых зависит от конкретных условий применения и на этапе проектирования задается приближенно. Могут оказаться существенными величина радиуса действия самолета, маневренность, скоростные качества. Рациональное сочетание показателей, достижимое на данном уровне авиационной техники, определяет облик проектируемого самолета.

Совокупность показателей, характеризующих возможность выполнения требуемых задач полета, может быть расчленена на три основные группы:

характеристики летной годности, определяющие возможность и безопасность полета, удобство пилотирования;

маневренно-энергетические возможности самолета — предельные характеристики, определяющие возможность достижения в полете мгновенных значений высоты, скорости, перегрузки, выполнения требуемого быстрого маневра;

эксплуатационные возможности, т. е. «интегральные» показатели, характеризующие значение дальности, радиуса действия, времени полета в целом или его этапа.

Отметим, что первая группа показателей относится, в основном, к характеристикам устойчивости и управляемости самолетов в обычном полете или в специфических условиях пилотирования (при попадании в зону повышенной турбулентности, при отказах в системе управления). Значения этих показателей могут быть стандартизированы из условий безопасности полета и эксплуатационной пригодности данного типа самолетов и представлены в виде **норм** летной годности. Соответствие фактических значений показателей этой группы нормам летной годности — **обязательно**. Вопросы, связанные с оценкой показателей этой группы, подробно рассмотрены в работах [1], [2], [7] и в данном учебном пособии не рассматриваются.

Маневренно-энергетические возможности самолета могут меняться в широких пределах в зависимости от назначения самолета и специфических особенностей его использования, и ограничены энергетикой (т. е. тягой или мощностью силовой установки), аэродинамическим совершенством планера и прочностью конструкции.

Эксплуатационные характеристики самолета обусловлены, прежде всего, располагаемым ресурсом топлива на борту, а также схемой проведения операции, принципами формирования траектории и т. д.

За последнее десятилетие появились новые особенности развития авиации, существенно меняющие взгляды на оценку летных характеристик самолетов. Связано это, во-первых, с возросшей значимостью нестационарных этапов полета, и, во-вторых, с растущей слож-

ностью летных операций, а значит, и требований, предъявляемых к самолету. Появление таких тенденций наиболее характерно для скоростных маневренных самолетов [6], [9].

Напомним, что традиционные методы оценки летных характеристик — методы аэродинамического расчета (метод тяг, метод мощностей и др.) [1, 2] основаны на сравнении тяги (мощности), потребной для горизонтального установившегося полета с располагаемой тягой (мощностью) двигателя. Они позволяют определить диапазон высот и скоростей, в котором возможен установившийся горизонтальный полет. Кроме того, традиционный аэродинамический расчет включает оценку располагаемой дальности или радиуса действия самолета на основе расчета километрового расхода топлива при полете на крейсерском режиме. Длительное время эти показатели служили достаточно надежной основой для сравнения летно-технических характеристик проектируемых самолетов и выбора их основных параметров.

В настоящее время такой подход к оценке летных характеристик скоростных и маневренных самолетов является уже недостаточным.

Прежде всего следует отметить неуклонный рост тяговооруженности самолета $\bar{P}_0 = \frac{P_0}{G_0}$, где P_0 — суммарная тяга двигателей на Земле; G_0 — взлетный вес самолета.

Из работ [4, 9] видно, что тяговооруженность разрабатываемых скоростных маневренных самолетов на форсажном режиме достигает единицы. Рост тяговооруженности становится возможным за счет роста весовой удельной тяги двигателя $P_{уд} = \frac{P_0}{G_{дв}}$ (т. е. отношения тяги к весу сухого двигателя) и уменьшения удельного часового расхода топлива C_{eo} [9].

Если оценить значения максимальных скоростей горизонтального полета самолета с учетом ограничений по прочности конструкции, по температуре обшивки, по управляемости самолета, то становится очевидным, что именно эти ограничения, а не дефицит тяги препятствуют дальнейшему росту скорости полета. Для примера приведем (см. рис. 1. 1) располагаемые по тяге двигателя значения максимальной скорости горизонтального

полета для типичного скоростного маневренного самолета с тяговооруженностью около 0,6, летные данные которого взяты из работы [6]. На этот же график нанесем линии ограничений максимальной скорости по

$$q_{\max} = 1\,000 \text{ кг/м}^2, T_{\max \text{ обш}} = 150^\circ\text{C}, \quad (\text{см. [6]})$$

Из приведенного примера видно, что рост тяговооруженности свыше 0,6—0,8 обусловлен не столько требованиями улучшения скоростных качеств, сколько необходимостью обеспечить проектируемому самолету избыток мощности для интенсивного маневра. Возможность такого маневра должна обеспечиваться несущими свойствами самолета, т. е. созданием требуемой для выполнения маневра нормальной перегрузки. Оценка диапазона рабочих высот и скоростей производится при сравнении потребных для успешного выполнения задачи летной операции и располагаемых маневренно-энергетических возможностей самолета.

Методы расчета дальности полета или радиуса действия самолета также изменяются. В самом деле, для самолета, имеющего скорость полета и высоту применения до 800—900 м/сек и до 20000—25000 м соответственно [4, 6, 9], уровень энергии на единицу массы самолета на расчетном режиме полета

$$E = \frac{V^2}{2} + gH \quad (1)$$

достигает $(5 \div 7) \cdot 10^5 \text{ м}^2/\text{сек}^2$ или в единицах энергетической высоты $H_{\text{эн}} = 50 \div 70 \text{ км}$. Энергетическая высота (1)

$$H_{\text{эн}} = \frac{E}{g} = \frac{V^2}{2g} + H. \quad (2)$$

Чтобы сообщить самолету такой запас энергии, необходимо проделать с момента взлета полезную работу A , по крайней мере, равную достигнутому уровню энергии, т. е.

$$A_{\text{эн}} = mE. \quad (3)$$

В то же время при горизонтальном установившемся полете работа, затрачиваемая на преодоление аэродина-

мического сопротивления, составит, как известно [2]

$$A_{\text{гн}} = S \frac{mg}{K_{\text{аэр}}}, \quad (4)$$

где $K_{\text{аэр}}$ — аэродинамическое качество самолета при горизонтальном полете на данной высоте и скорости, а S — криволинейная дальность по маршруту. Для скоростного самолета аэродинамическое качество на дозвуковой скорости составляет около 12, и на сверхзвуковой — около 6 [4]. Принимая в соответствии с работой [9] радиус действия R_g такого самолета при дозвуковой скорости полета равным 1000—1200 км, при сверхзвуковой — 600—800 км, находим, что затраты энергии на преодоление сопротивления составят на единицу массы около $2 \cdot 10^6 \text{ м}^2/\text{сек}^2$, т. е. всего в 3—4 раза больше, чем $A_{\text{эн/м}}$. Соответственно и затраты топлива на изменение уровня энергии самолета могут достигать 25—30% от общих затрат топлива на полет. Необходимо более точно учитывать участки набора высоты и разгона при оценке дальности и радиуса действия самолета, чем, например, в работе [4].

Возникает задача о построении оптимального профиля полета, так как расход топлива на этапе набора высоты и разгона в значительной степени определяется выбором программы полета на этом участке.

Существенное влияние на радиус действия самолета оказывают требуемое время выхода в заданную точку, высота полета на маршевом участке и др. Поскольку эти факторы зависят от характера выполняемого задания, то и расчет дальности или радиуса действия должен выполняться не «вообще» для данного самолета, а для некоторого набора типовых операций, для выполнения которых и проектируется данный самолет [9].

Отметим специфическую особенность расчетов, связанных с оценкой характеристик самолета на ранних этапах проектирования. Ни конкретные детали обстановки применения самолета, ни точные параметры его систем еще не могут быть определены, и математическая модель, описывающая летную операцию, неизбежно включает множество неопределенных или случайных факторов.

Построение модели не должно производиться на основе требований чрезмерной точности. Сравнительные

расчеты для различных проектных решений по «излишне точной» модели не только требуют дополнительных затрат времени, но и создают «иллюзию точности» полученных результатов, в то время как их фактическая достоверность определяется точностью и полнотой информации об обстановке, условиях применения проектируемого самолета, об уровне развития техники к моменту его ввода в эксплуатацию. Можно, конечно, говорить о необходимости учета этих факторов в самой модели и об увеличении достоверности результатов. Однако многие факторы, определяющие облик проектируемого самолета, обстановку его применения могут быть учтены лишь качественно, и не поддаются строгому формальному учету. Поэтому характеристики самолета, поддающиеся количественному расчету, следует оценивать на ранних этапах проектирования приближенно, по упрощенным соотношениям, ясно отдавая себе отчет в условности полученных результатов и проверяя качественными соображениями выводы, сделанные на основе расчетов. Важно лишь обеспечить относительную сравнимость результатов, т. е. применение общей оценки и одинаковых по силе допущений, общего подхода для всей совокупности сравниваемых вариантов проектных решений.

Особенности оценки летных данных скоростных маневренных самолетов

§ 1. Летные ограничения

Движение самолета в каждый момент времени характеризуется текущими значениями фазовых переменных — координат, определяющих положение, скорость и направление полета; ориентацию самолета в пространстве; количество израсходованного (или оставшегося) топлива; положение управляющих органов. Рассматривая математическую модель изменения фазовых переменных по времени, обычно выделяют переменные, изменение которых поддается непосредственному контролю летчика или воздействию автоматических устройств управления. Пренебрегая динамикой двигателя, рулевого привода и углового движения самолета, можно, как это указано в работе [2], принять, что при управлении самолетом непосредственному контролю поддаются ориентация самолета и величина силы тяги. Это допущение можно считать точным, если время переходного процесса в контуре управления тягой и угловой ориентацией самолета мало по сравнению со временем проведения маневра самолета. При этом полагаем, что пилот или автоматическое устройство управления обеспечивают в каждый момент времени требуемые для выполнения маневра значения тяги двигателя P и углов атаки α , крена γ_c и скольжения β , если только эти значения находятся в допустимом диапазоне значений соответствующих величин. Сила тяги может изменяться от нуля (или от тяги на режиме малого газа, если отключение дви-

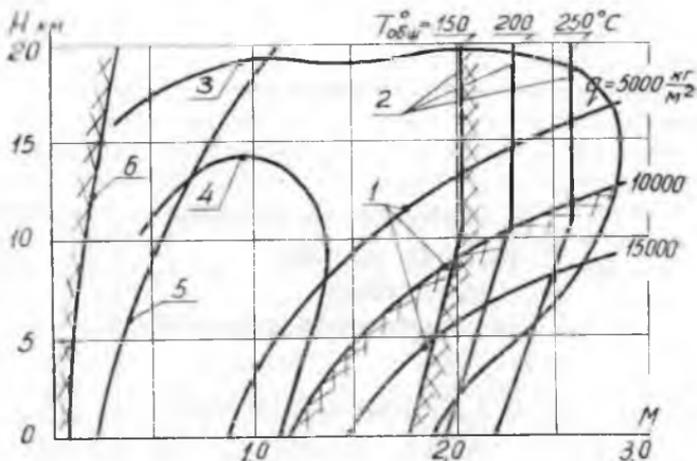


Рис. 1.1. Диапазон высот и скоростей горизонтального установившегося полета типичного скоростного самолета с учетом ограничений $T_{обш}^{\circ} = 150^{\circ}C$ и $q^{прд} = 10000 \frac{кг}{м^2}$:

1 — линии равных q_{max} ; 2 — линии равных $T_{обш}^{\circ}$; 3 — ограничения по располагаемой тяге $\Delta P_{гп} = 0$ на форсажном режиме; 4 — ограничение $\Delta P_{гп} = 0$ без форсажа; 5 — линия $C_{y_{гп}} = C_{y_{max}}$; 6 — ограничения по $q_{min}^{упр}$.

гателя в полете не предусмотрено) до максимального значения располагаемой тяги P^p

$$0 \leq P \leq P^p(H, M). \quad (1.1)$$

Сама располагаемая тяга зависит от высоты и скорости полета. При включении форсажа диапазон допустимых значений тяги возрастает до $P^p_{ф}(H, M)$.

Удобно ввести условные переменные, характеризующие относительное изменение тяги:

условную степень дросселирования γ_p , лежащую в пределах $0 \leq \gamma_p \leq 1$ и определяемую как отношение фактической тяги к располагаемой на той же высоте и скорости полета

$$\gamma_p = \frac{P(H, M)}{P^p(H, M)}; \quad (1.2)$$

величину, характеризующую включение форсажа,

$$\gamma_{ф} = \begin{cases} 0 & \text{— форсаж выключен} \\ 1 & \text{— форсаж включен,} \end{cases} \quad (1.3)$$

Приняв такие обозначения, тягу двигателя можно представить

$$P = \eta_p P^p(H, M) + \eta_{\phi} \Delta P_{\phi}^p(H, M), \quad (1.4)$$

где $P^p(H, M)$ — тяга двигателя по его высотно-скоростным характеристикам (см., например, [2] или [4]), а ΔP_{ϕ}^p — прирост тяги при форсаже. Если допустим неполный форсаж, то переменная η_{ϕ} может принимать и промежуточные значения.

Отметим, что при оценке летных характеристик под силой тяги двигателя P понимается не расчетная тяга изолированного двигателя, а тяга двигателя, установленного на самолете, с учетом потерь в воздухозаборнике, изменения обтекания самолета при работающем двигателе и т. д. [4].

Угол атаки α определяет величину коэффициентов подъемной силы и сопротивления

$$\left. \begin{aligned} C_y &= C_{y_0} + C_y^{\alpha} \alpha \\ C_x &= C_{x_0} + BC_{L^2} \end{aligned} \right\}, \quad (1.5)$$

где B — коэффициент отвала поляры*.

Угол атаки ограничен по условиям срыва потока на несущих поверхностях, тряски, устойчивой работы воздухозаборников: $\alpha \leq \alpha_{\max}^p(M)$, где $\alpha_{\max}^p(M)$ — предельный располагаемый угол атаки, до которого на данном числе M не возникают нежелательные явления при обтекании. Значению α_{\max}^p соответствует C_y^{\max} — максимальное реализуемое значение C_y . Примерные значения $C_y^{\max}(M)$ приведены на рис. 1.2 (см. [4]).

Максимальные значения углов атаки α и коэффициента C_y на данной высоте и скорости полета ограничены также предельно-допустимым значением нормальной перегрузки n_y

$$n_y = \frac{Y(\alpha) + Pa}{G}.$$

* Коэффициент отвала поляры B при докритических скоростях равен $B = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}}$, а при скоростях, соответствующих сверхзвуковой передней кромке, $B = \frac{1}{C_y^{\alpha}}$.

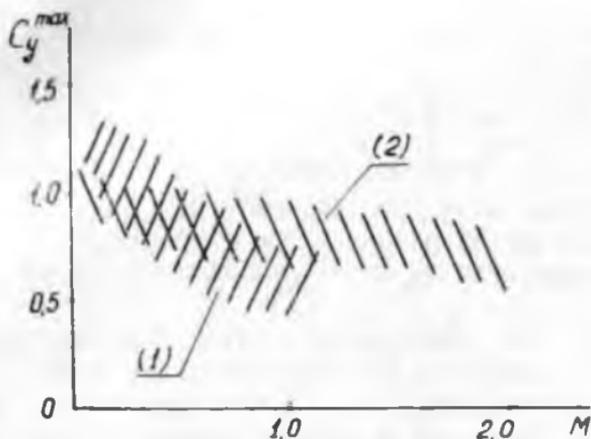


Рис. 1.2. Значение C_y^{\max} для толстого (1) и тонкого (2) профилей крыла.

Для каждого класса самолетов существует предельное расчетное значение перегрузки на номинальной траектории (без учета возмущений, негочности пилотирования, допустимое из условий прочности для самолета данного класса. Оно не должно превышать предела выносливости для летчика.

Обозначая предельное значение перегрузки n_y^p , найдем, что $\alpha \leq \alpha_{\max}(n_y^p)$. Из двух ограничений $\alpha \leq \alpha_{\max}(C_y^{\text{без}})$ и $\alpha \leq \alpha_{\max}(n_y^p)$ учитывается наихудшее. Что касается ограничений высоты и скорости полета, то прежде всего ограничен диапазон значений скоростного напора

$$q = q_a M^2 = 0,7 \rho_H M^2, \quad (1.6)$$

где

$$q_a = \frac{\rho a^2}{2},$$

при которых вообще возможен полет самолета.

При $q \geq q_{\max}^{\text{прочн}}$ превышаются расчетные нагрузки на конструкцию планера, создаются недопустимые режимы работы воздухозаборников; все это может привести к его разрушению.

При $q \leq q_{\min}^{\text{упр}}$ аэродинамические управляющие поверхности не создают моментов, достаточных для управления самолетом, и ориентация самолета в пространстве неконтролируема. Принимая в соответствии с ра-

ботой [4], что предельное отклонение рулей и элеронов должно обеспечивать в начальный момент времени угловое ускорение не менее ε_x ; ε_y ; ε_z относительно осей x , y , z связанной системы, находим, что скоростной напор из условия сохранения управляемости должен превышать наибольшее из значений

$$\begin{aligned} q_{\min}^{(x)} &= \frac{I_x \varepsilon_x}{m_{x\alpha} S_{кр} l}; \\ q_{\min}^{(y)} &= \frac{I_y \varepsilon_y}{m_{y\eta} S_{кр} l}; \\ q_{\min}^{(z)} &= \frac{I_z \varepsilon_z}{m_{z\beta} S_{кр} \sigma_a}, \end{aligned} \quad (1.7)$$

где I_x , I_y , I_z — осевые моменты инерции самолета; $S_{кр}$ — площадь крыла, l — размах крыла, σ_a — величина средней аэродинамической хорды и $m_{x\alpha} = m_{x\alpha}^{\delta} \cdot \delta_{\alpha}$, $m_{y\eta} = m_{y\eta}^{\delta} \cdot \delta_{\eta}$ и $m_{z\beta} = m_{z\beta}^{\delta} \cdot \delta_{\beta}$ — коэффициенты моментов элеронов, руля направления и руля высоты соответственно [1]. В первом приближении [1, 4] можно считать, что для скоростных маневренных самолетов $q_{\max}^{\text{прочн.}}$ лежит в пределах 8000—15000 кг/м², а $q_{\min}^{\text{упр.}}$ — около 100 ÷ 200 кг/м². Неравенства $q_{\min} \leq q \leq q_{\max}$ ограничивают в соответствии с (1.6) диапазон чисел M полета для каждой рассматриваемой высоты. Помимо этого число M полета ограничено также из-за нагрева обшивки. Приняв, что температура обшивки самолета близка к температуре восстановления [1], находим

$$T_{\text{обш}}^0 \simeq T_n^0 (1 + 0,18 \cdot M^2), \quad (1.8)$$

где T_n^0 — температура воздуха на высоте H в невозмущенной среде. Отсюда предельное значение числа M

$$M \leq \sqrt{\frac{T_{\text{обш}}^{\max} - T_n^0}{0,18 \cdot T_n^0}}, \quad (1.9)$$

где $T_{\text{обш}}^{\max}$ — максимально-допустимая температура обшивки.

Кроме того, предельное число M полета ограничено для самолетов современных схем из соображений путевой статической устойчивости, т. е. $M \leq M_{\text{уст}}$, где $M_{\text{уст}} \approx 2,5 \div 3,5$ и зависит от характеристик вертикаль-

ного оперения и типа системы управления самолетом [7].

Некоторые ограничения области допустимых режимов полета в плоскости $H(M)$ представлены на рис. 1.1.

Заметим, что использование фазовой плоскости $H(M)$ при изображении допустимых режимов полета самолета особенно наглядно, так как сравнение летных данных базируется именно на оценке диапазонов высот и скоростей, в которых самолет может успешно решать поставленные перед ним задачи.

§ 2. Характеристики маневра и изменение уровня энергии самолета в полете

Определив предельные границы допустимых режимов полета в области $H(M)$, рассмотрим в тех же координатах границы областей, в которых возможно успешное выполнение характерных маневров.

Для этого запишем общие уравнения движения самолета в скоростных осях, считая, что скорость полета V значительно меньше первой космической, и сферичностью Земли можно пренебречь [2]. Тогда, считая угол β малым и не учитывая аэродинамической силы $Z(\beta)$ в общем балансе сил, можно записать

$$\dot{V} = gn_x - g \sin \theta; \quad (1.10)$$

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V} (n_y \cos \gamma_c - \cos \theta), \quad (1.11)$$

$$\dot{\psi}_c = \frac{g}{V \cos \theta} n_y \sin \gamma_c; \quad (1.12)$$

$$\dot{H} = V \sin \theta; \quad (1.13)$$

$$\dot{S} = V \cos \theta, \quad (1.14)$$

где криволинейная дальность S отсчитывается вдоль проекции траектории на поверхность Земли. Составляющие перегрузки n_y и n_x определены в поточной системе осей [2]

$$n_x = \frac{P-Q}{G} \quad (1.15)$$

$$n_y = \frac{Y + P \cdot z}{G} \quad (1.16)$$

(при угле установки двигателя $\varphi_{\text{дв}} = 0$ и небольших α).

В ряде случаев удобнее звести составляющие перегрузки в скоростных осях

$$\begin{aligned} n_{xc} &= n_x; \\ n_{yc} &= n_y \cos \gamma_c; \\ n_{zc} &= n_y \sin \gamma_c; \end{aligned} \quad (1.17)$$

при $z(\beta) = 0$.

Из элементарных кинематических соотношений ясно, что мгновенный радиус кривизны проекции траектории на плоскость горизонта R_r и на мгновенную вертикальную плоскость, содержащую вектор скорости R_n :

$$R_r = \frac{V}{\dot{\psi}_c} = \frac{V^2}{g} \frac{\cos \theta}{n_{zc}}; \quad (1.18)$$

$$R_n = \frac{V}{\dot{\theta}} = \frac{V^2}{g} \frac{1}{n_{yc} - \cos \theta}. \quad (1.19)$$

Время разворота от θ_1 до θ_2 и от ψ_{c1} до ψ_{c2} определится, как

$$t_n = \int_{\theta_1}^{\theta_2} \frac{V d\theta}{g(n_{yc} - \cos \theta)}; \quad (1.20)$$

$$t_r = \int_{\psi_{c1}}^{\psi_{c2}} \frac{V}{g} \cos \theta \frac{d\psi_c}{n_{zc}}. \quad (1.21)$$

Из соотношений (1.18)—(1.21) следует, что такие показатели маневренности самолета как радиус разворота и время разворота целиком определяются при данной скорости полета выбором значений n_{yc} и n_{zc} , а значит n_y и γ_c при маневре.

Перегрузка n_y зависит от выбора угла атаки α

$$n_y = \frac{C_v q S_{\text{кр}} + P \cdot z}{G}. \quad (1.22)$$

Считая C_{y_0} малым, из (1.5) находим $\alpha = \frac{C_y}{C_u}$, тогда

$$n_y = \left(qS_{кр.} + \frac{P}{C_y^2} \right) \frac{C_y}{G}, \quad (1.23)$$

или

$$n_y = n_y^2 \cdot z,$$

где

$$n_y^2 = \frac{1}{G} (C_y^2 qS_{кр.} + P). \quad (1.24)$$

Величина n_y^2 характеризует несущие способности самолета и определяется как прирост перегрузки при изменении угла атаки самолета на радиан.

Если угол атаки отсчитывается в градусах, то

$$n_y^2 = \frac{1}{57,3} (C_y^2 qS_{кр.} + P) \frac{1}{G} \left[\frac{1}{z \rho a \delta} \right]. \quad (1.24a)$$

Выразим коэффициент C_y при маневре через нормальную перегрузку и коэффициент подъемной силы в прямолинейном горизонтальном полете $C_{yгп}$. Полагая в выражении (1.23) $n_y=1$ при $C_y=C_{yгп}$, получаем

$$C_{yгп} = \frac{1}{\frac{1}{G} \left(qS_{кр.} + \frac{P}{C_y^2} \right)}, \quad (1.25)$$

и, следовательно, $C_y = C_{yгп} n_y$.

Из выражений (1.24) и (1.25) видно, что

$$C_{yгп} = \frac{C_y^2}{n_y^2}. \quad (1.25a)$$

Изменение скорости полета при маневре, а также диапазон возможных скоростей полета определяются уравнением (1.10). В этом уравнении продольная перегрузка n_x (1.15) зависит, с одной стороны, от выбора уровня тяги P , а с другой — от величины аэродинамического сопротивления Q . Аэродинамическое сопротивление в свою очередь зависит от угла атаки, а значит и от нормальной перегрузки n_y .

Выразим перегрузку n_x через нормальную n_y при маневре и продольную в прямолинейном горизонтальном полете $n_{xгп}$. На основании (1.5) выражение для силы Q при маневре запишем в виде

$$Q = C_x S_{кр.} q = (C_{x_0} + BC_y^2) S_{кр.} q = (C_{x_0} + BC_{yгп}^2 n_y^2) S_{кр.} q. \quad (1.26)$$

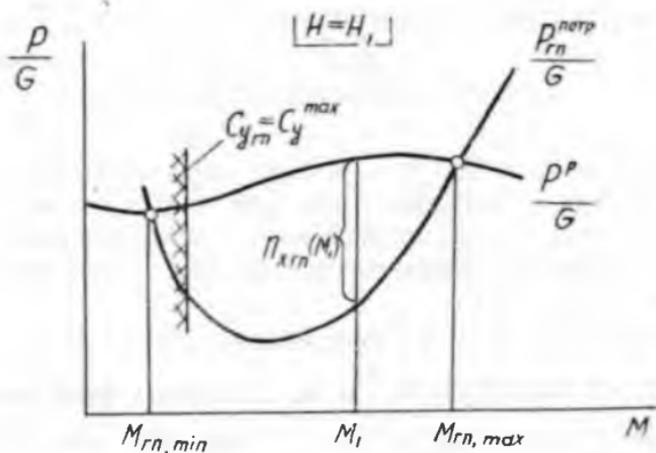


Рис. 1.3. Определение $n_{x,гп}$ по диаграмме тяг.

Имея в виду выражение (1.25 а), получим

$$Q = \left[C_{x_0} + B \left(\frac{C_y^x}{n_y^\alpha} \right)^2 n_y^2 \right] q S_{кр.},$$

или

$$Q = Q_{гп} + Q' (n_y^2 - 1), \quad (1.27)$$

где $Q_{гп}(H, M)$ — сила лобового сопротивления, определенная для данного сочетания H и M при $n_y = 1$,

$$Q_{гп} = (C_{x_0} + B C_{yгп}^2) S_{кр.} q. \quad (1.28)$$

Величина Q' определяет прирост сопротивления при изменении нормальной перегрузки по сравнению с $n_y = 1$

$$Q' = B \left(\frac{C_y^x}{n_y^\alpha} \right)^2 S_{кр.} q. \quad (1.29)$$

Подставляя выражение (1.27) в (1.15), получим продольную перегрузку при маневре

$$n_x = n_{xгп} - \frac{Q'}{G} (n_y^2 - 1), \quad (1.30)$$

где

$$n_{xгп} = \frac{P - Q_{гп}}{G}. \quad (1.31)$$

Так как в горизонтальном полете $Q_{гп} = P_{гп}^{потр.}$, то

$$n_{x_{гп}} = \frac{P^p - P_{гп}^{потр.}}{G} = \frac{\Delta P_{гп}}{G}. \quad (1.32)$$

Отсюда видно, что $n_{x_{гп}}$ можно определять по кривым располагаемых и потребных тяг для горизонтального полета, пользуясь традиционным методом аэродинамического расчета самолета. Графический способ определения $n_{x_{гп}}$ приведен на рис 1.3.

Заметим, что при тяговооруженности на земле \bar{P}_0 не свыше $1 \div 1,2$ (т. е. $\bar{P} = \frac{P^p}{G}$ на расчетных режимах полета не свыше $0,3 \div 0,5$) и углах атаки, не превышающих $0,2 \div 0,3$ рад, составляющая $P\alpha$ в выражении (1.22) для n_y существенно меньше Y и можно считать

$$n_y \approx \frac{C_y q S_{кр.}}{q}. \quad (1.33)$$

В этом случае

$$C_{y_{гп}} = \frac{G/S_{кр.}}{q}; \quad n_y^a = \frac{C_y^a q S_{кр.}}{G}; \quad Q_{гп} = \frac{G}{K_{гп}}, \quad (1.34)$$

где $K_{гп} = \frac{C_{y_{гп}}}{C_{x_0} + BC_{y_{гп}}^2}$, а $\frac{Q'}{G} = B \frac{G}{S_{кр.} q}$ и, следовательно,

$$n_x = \frac{P}{G} - \frac{1}{K_{гп}} - B \frac{G}{S q} (n_y^2 - 1). \quad (1.35)$$

Приближенное соотношение (1.35) или более точное (1.30) позволяет связать радиус и время разворота с изменением уровня энергии самолета в полете.

Мгновенное значение уровня энергии на единицу массы самолета составляет

$$E = \frac{V^2}{2} + gH. \quad (1.36)$$

Введем, как это сделано в работах [1, 2, 7], понятие энергетической высоты $H_{эн}$

$$H_{эн} = \frac{E}{g} = \frac{V^2}{2g} + H. \quad (1.37)$$

Энергетическая высота есть мера полной энергии самолета, выраженная в единицах высоты. Производная $\frac{dH_{\Sigma}}{dt} = \dot{H}_{\Sigma}$ определится как

$$\dot{H}_{\Sigma} = \frac{V\dot{V}}{g} + \dot{H}, \quad (1.38)$$

учитывая (1.10) и (1.13), можно записать

$$\dot{H}_{\Sigma} = V \cdot n_x. \quad (1.39)$$

Подставляя в выражение (1.39) значение n_x , находим

$$\dot{H}_{\Sigma} = V \cdot n_{xгп} - \frac{VQ'}{G} (n_y^2 - 1). \quad (1.40)$$

Величина $\Delta N_{гп} = V n_{xгп} = \frac{V \Delta P_{гп}}{G}$ представляет собой отнесенный к весу самолета избыток мощности двигателя в горизонтальном полете на заданных высоте и скорости.

Нетрудно видеть, что для $\dot{V} = 0$, $\dot{H}_{\Sigma} = \dot{H}$ и величина $\Delta N_{гп}$ определяет вертикальную составляющую скорости V_y^* в прямолинейном наборе высоты с постоянной скоростью

$$V_y^* = \dot{H} = \Delta N_{гп} = V n_{xгп}. \quad (1.41)$$

Величина V_y^* обычно определяется при аэродинамическом расчете самолета и является функцией высоты и числа M полета, а также режима работы двигателя η_p и η_{ϕ} [1].

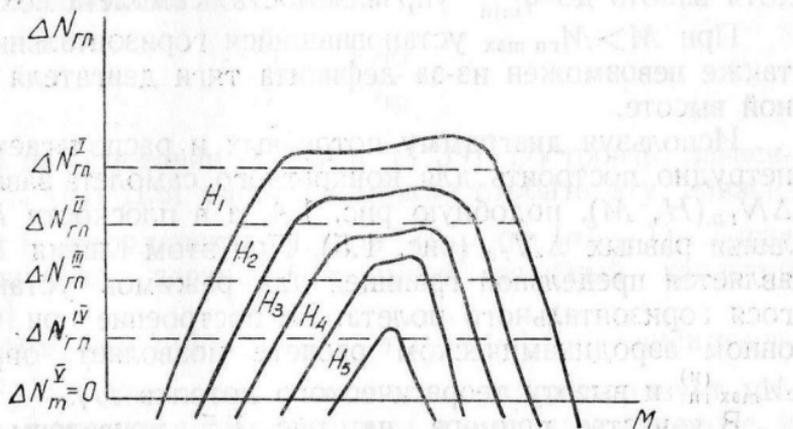


Рис. 1.4. Характер изменения $\Delta N_{гп}(H, M)$ и построение линий, равных $\Delta N_{гп} = \text{const}$

Для самолета с ТРД диаграмма потребных и располагаемых тяг, отнесенных к его весу, представлена на рис. 1.3, а характер изменения $\Delta N_{\text{гп}}(H, M)$ при $\eta_p=1$ имеет вид, соответствующий рис. 1.4.

Кривые $\Delta N_{\text{гп}}$ пересекают ось абсцисс, $\Delta N_{\text{гп}}=0$ при $\Delta P_{\text{гп}}=0$, т. е. когда $P^p = P_{\text{гп}}^{\text{потр}}$. Эти точки соответствуют максимальной и минимальной скорости или числу M горизонтального установившегося полета при максимальной тяге ($\eta_p=1$). Значения $M_{\text{min гп}}$ и $M_{\text{max гп}}$ могут быть определены как на форсажном режиме ($\eta_{\text{ф}}=1$), так и при отключенном форсаже ($\eta_{\text{ф}}=0$). Левое пересечение кривых P^p и $P^{\text{потр}}$ (см. рис. 1.3), а значит и $M_{\text{min гп}}$ имеет смысл только, если $C_{y\text{гп}}(M_{\text{min гп}}; H) \leq C_y^{\text{max}}$, так как при $C_{y\text{гп}} > C_y^{\text{max}}$ горизонтальный полет невозможен.

Используя соотношение (1.25) или упрощено (1.34), находим скорость или число $M_{\text{гп}}(C_y^{\text{max}})$, на котором в горизонтальном полете достигается $C_{y\text{гп}} = C_y^{\text{max}}$.

Очевидно,

$$M_{\text{гп}}(C_y^{\text{max}}) \approx \sqrt{\frac{G/S_{\text{кр.}}}{C_y^{\text{max}} q_a}} \quad (1.42)$$

Граница $M_{\text{гп}}(C_y^{\text{max}})$ определяет совместно с $M_{\text{min гп}}$ из условия $\Delta N_{\text{гп}}=0$ наименьшее число M , ниже которого уже невозможен горизонтальный установившийся полет, хотя вплоть до $q_{\text{min}}^{\text{упр}}$ управляемость самолета сохранится.

При $M > M_{\text{гп max}}$ установившийся горизонтальный полет также невозможен из-за дефицита тяги двигателя на данной высоте.

Используя диаграмму потребных и располагаемых тяг, нетрудно построить для конкретного самолета зависимость $\Delta N_{\text{гп}}(H, M)$, подобную рис. 1.4, а в плоскости $H(M)$ — линии равных $\Delta N_{\text{гп}}$ (рис. 1.5). При этом линия $\Delta N_{\text{гп}}=0$ является предельной границей для режимов установившегося горизонтального полета. Ее построение при традиционном аэродинамическом расчете позволяет определить $M_{\text{max гп}}^{(H)}$ и высоту теоретического потолка H_T .

В качестве примера на рис. 1.5 приведены кривые $\Delta N_{\text{гп}}(H, M)$ для типичного скоростного маневренного са-

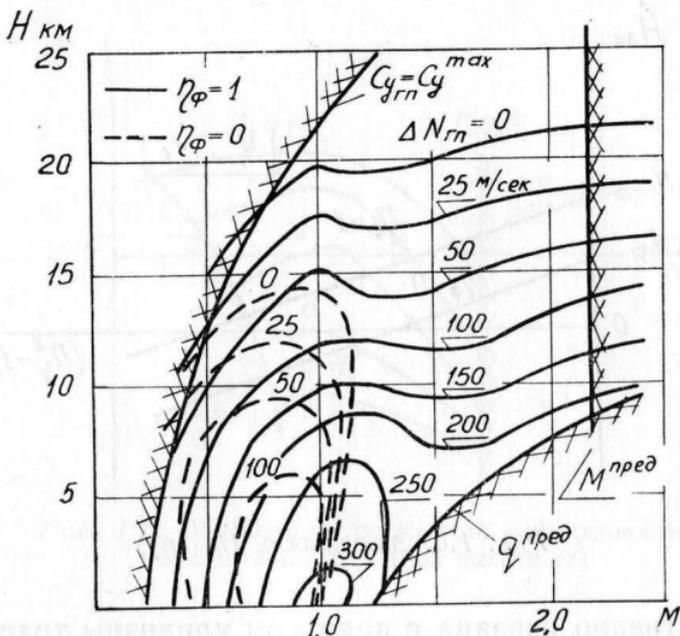


Рис. 1.5. Линии равных $\Delta N_{гр}$ для типичного скоростного самолета (пример)

молета, построенные по данным [6]. Там же нанесены ограничения $q_{\max} = 10000 \text{ кг/м}^2$, $M_{\max} = 2,2$ и линия $M(C_y^{\text{без}})$ для $C_y^{\text{без}} = 1$, [6].

Зная, таким образом, $\Delta N_{гр} = V_{пх гр} \cong V \left(\frac{P}{G} - \frac{1}{K_{гр}} \right)$ и имея возможность подсчитать

$$\frac{VQ'}{G} \approx \frac{VBG}{qS_{кр.}}$$

нетрудно на основании (1.35) и (1.39) построить зависимость $H_{эн}(n_y)$. Для удобства можно строить эту зависимость и в координатах n_x или $\dot{H}_{эн}$ от $(n_y^2 - 1)$. Тогда рассматриваемая зависимость имеет линейный характер (рис. 1.6.)

Отметим, что приведенная на рис. 1.6 зависимость $\dot{H}_э$ от $n_y^2 - 1$ достаточно наглядно характеризует маневренные возможности самолета на заданной высоте и скорости. В самом деле, величина аргумента $n_y^2 - 1$ не-

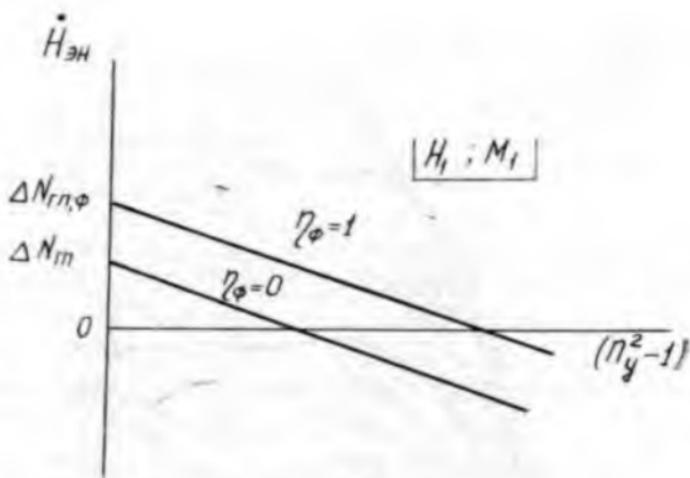


Рис. 1.6. Зависимость $\dot{H}_{ЭН}(n_y)$

посредственно связана с радиусом кривизны траектории. При развороте в горизонтальной плоскости

$$R_r = \frac{V^2}{g} \frac{1}{\sqrt{n_y^2 - 1}},$$

а в вертикальной при $\theta_0 = 0$

$$R_v = \frac{V^2}{g} \frac{1}{n_y - 1}.$$

Ордината $\dot{H}_{ЭН}$ определяет располагаемые при заданной интенсивности маневра $n_y^2 - 1$ возможности увеличения или сохранения достигнутого уровня энергии. При $\dot{H}_{ЭН} > 0$ маневр может сопровождаться набором высоты или разгоном, при $\dot{H}_{ЭН} < 0$ маневр возможен только с потерей высоты или скорости. Нетрудно видеть, что при сохранении H и M увеличение тяги двигателя расширяет маневренные возможности самолета.

Рассмотрим влияние скорости полета на характер зависимости $\dot{H}_{ЭН}(n_y)$. Используя соотношение (1.35) и фиксируя n_y , построим зависимости $\dot{H}_{ЭН}(M)$, представленные на рис. 1.7. Очевидно, при фиксированном уровне перегрузки

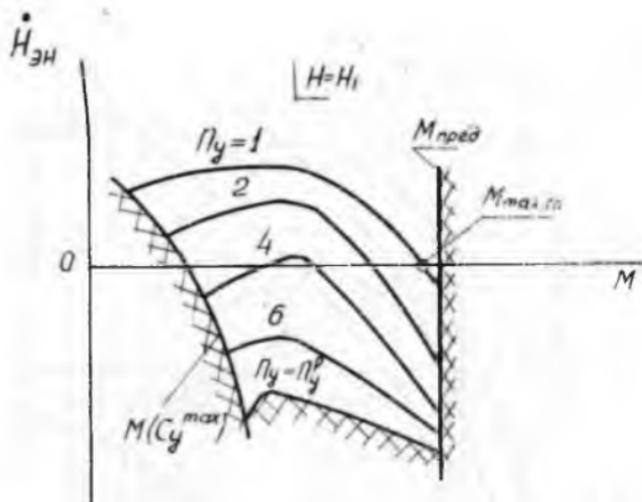


Рис. 1.7. Обобщенные показатели маневренности самолета на расчетной высоте H_1

n_y кривые $H_{Эн}(M)$ имеют максимум, лежащий между $M_{\max,гр}$ и $M_{\min,гр}$ в соответствии с характером кривых $\Delta N_{гр}$ на рис. 1.4.

На рис. 1.7 при данной высоте полета H_1 могут быть нанесены ограничения по M_{\max} , связанные с выходом на предельный скоростной напор и т. п. Кроме того на рис. 1.7 могут быть учтены ограничения по углу атаки, обусловленные как выходом на C_y^{\max} , так и достижением n_y^p . В самом деле $C_y = C_{y,гр} \cdot n_y \leq C_y^{\max}$ и для фиксированного значения n_y ,

$$C_{y,гр} \leq C_y^{\max} / n_y$$

или, используя выражение (1.34),

$$M_{ny} > \sqrt{\frac{G n_y}{S_{кр} q_a C_y^{\max}}} \quad (1.43)$$

При $n_y = 1$ ограничение $M \geq M_{ny}$ совпадает, очевидно, с $M \geq M_{\min}(C_y^{\max})$.

Линии $M_{ny}(H)$, соответствующие соотношению (1.43), могут быть нанесены на плоскость $H(M)$ (рис. 1.8).

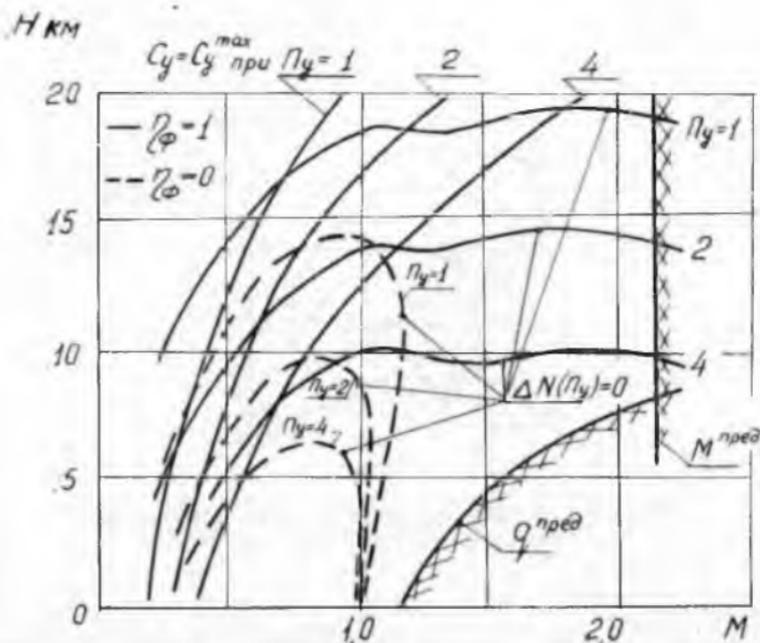


Рис. 1.8. Ограничение области эффективного маневрирования самолета для различных значений расчетной перегрузки n_y . (Пример)

Для фиксированного значения n_y^* линия $M_{n_y}^*(H)$ является границей, левее которой заданный уровень перегрузки n_y^* недостижим даже ценой потери энергии.

Подставив в выражение (1.43) значение $n_y = n_y^p$, найдем границу, правее которой могут быть обеспечены перегрузки во всем допустимом диапазоне вплоть до n_y^p при $C_y \leq C_y^{\max}$. При пилотировании в этой области следует учитывать возможность непроизвольного превышения n_y^p без предварительного выхода на режимы, близкие к C_y^{\max} . Для неманевренных самолетов, где уровень n_y^p существенно ниже предельного физиологического уровня, необходимо предусматривать специальные меры по автоматическому ограничению перегрузки.

Если выполнение задачи полета требует проведения маневра с перегрузкой n_y^* без потери энергии, то, используя данные рис. 1.7, можно определить границы $H_{эп}(n_y^*) > 0$ на

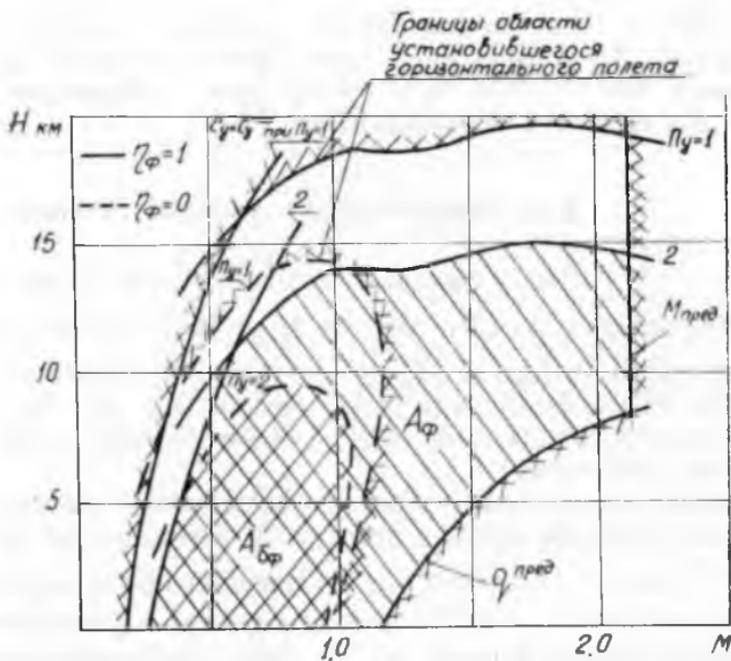


Рис. 1.9. Область A эффективного маневрирования самолета для заданного уровня $n_y^* = 2$ с форсажем (A_{ϕ}) и без форсажа ($A_{\phi\phi}$). (Пример)

плоскости $H(M)$ (рис. 1.9), для разных высот, т. е. построить область эффективных режимов полета A . В этой области возможно выполнение заданного маневра без потери энергии при уровне перегрузки n_y^* (см. рис. 1.9).

Область эффективных режимов полета уже области, в которой возможен установившийся горизонтальный полет. Однако, если максимальное число M в установившемся горизонтальном полете ограничено не дефицитом тяги, а условиями $M_{пред}$ или $q_{пред}$, то сужение области эффективных режимов относится, в основном, к режимам полета с малыми значениями скоростного напора q .

Область эффективных режимов полета, построенная на рис. 1.9, дает наглядное представление о маневренных возможностях самолета.

Более детальной характеристикой маневренных возможностей самолета является серия графиков, представленных на рис. 1.6; 1.7.

В целом зависимости между уровнем нормальной перегрузки n_y , темпом изменения уровня энергии $H_{эн}$ и режимом полета H и M носят название **общих показателей маневренности самолета** [8].

§ 3. Динамические режимы полета

На отдельных этапах полета допустимо маневрирование с потерей энергии $H_{эн} < 0$. В общем случае возможности маневра с $H_{эн} < 0$ достаточно полно характеризуются зависимостями, представленными на рис. 1.6 и 1.7 или соотношениями вида (1.40) с учетом соответствующих ограничений.

Однако в некоторых случаях представляют интерес такие специфические режимы полета, на которых не только $H_{эн} < 0$, но и не ставится требование сохранения маневренности (допустимы $n_y(C_y^{max})$ равные единице и даже менее). На таком режиме полета могут быть достигнуты такие сочетания высоты и скорости полета, которые недостижимы ни в горизонтальном установившемся полете, ни при маневре с $H_{эн} > 0$.

Возможно, в частности, получение высоты полета, превышающей высоту теоретического потолка $H > H_T$. Можно рассматривать и возможность получения скорости, превышающей $V_{max\text{ гп}}$ (разгон при пикировании). Однако, как уже говорилось, максимальная скорость для современных маневренных самолетов ограничена не столько недостаточной тягой двигателя, сколько условиями сохранения прочности конструкции, нагревом обшивки и т. п. Эти ограничения на режиме снижения не снимаются, и анализ этапов разгона при пикировании здесь не проводится.

Режим полета, при котором тяга двигателя не уравновешивает сопротивления в горизонтальном установившемся полете, а максимальная располгаемая перегрузка $n_{y\text{ max}}(C_y^{max})$ может быть меньше единицы, назовем **динамическим режимом полета**.

Соответственно, и максимальную высоту полета, которую может достичь самолет на динамических режимах, называют **динамическим потолком** H_D .

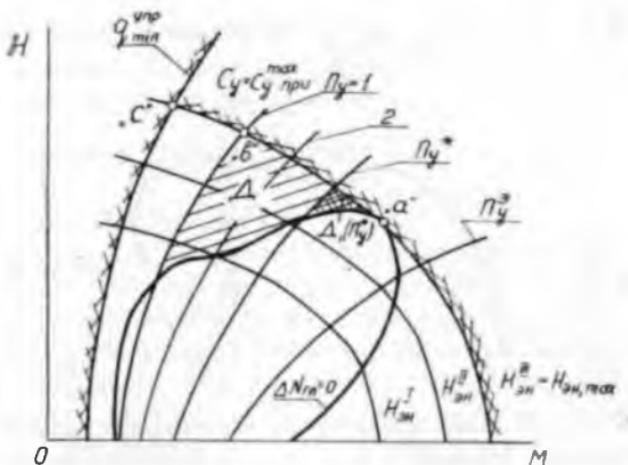


Рис. 1.10. Построение области динамических режимов для $n_{у}^{\text{расп}} \geq 1$ (Д) и $n_{у}^{\text{расп}} \geq n_{у}^*$ (Д₁) в плоскости $H(M)$

Определим область возможных динамических режимов полета в плоскости $H(M)$. Используя соотношение (1.37) для $H_{эн}$, находим для заданного уровня $H_{эн} = H_{эн}^* = \text{const}$

$$M_{H_{эн}^*}(H) = \frac{1}{a_n} \sqrt{(H_{эн}^* - H) 2g}, \quad (1.44)$$

где a_n — скорость звука на высоте H .

Это соотношение позволяет построить в плоскости $H(M)$ кривые постоянной энергетической высоты (рис. 1.10).

Нанесем эти кривые на ранее построенный график (рис. 1.5), определяющий область с $\Delta N_{гр} \geq 0$. В горизонтальном полете наивысший уровень энергии может быть достигнут в точке a (рис. 1.10) касания контура $\Delta N_{гр} = 0$ и одной из линий $H_{эн} = \text{const}$. Обозначим этот уровень $H_{эн \text{ гп}}^{\text{max}}$.

Уровень $H_{эн \text{ гп}}^{\text{max}}$ близок к предельному уровню энергии, который достигим для данного самолета. В самом деле, увеличить уровень энергии можно лишь за счет работы силы тяги

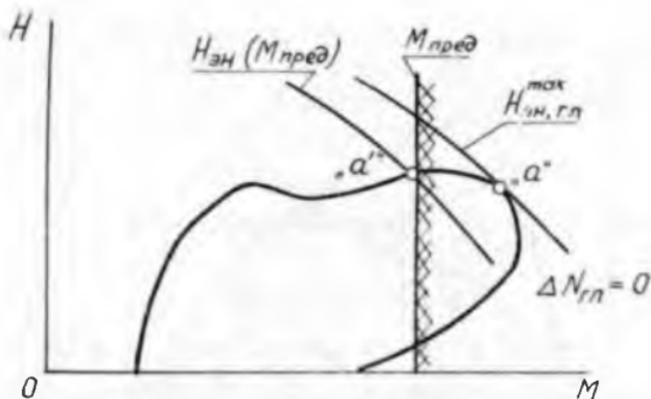


Рис. 1.11. Определение предельного уровня энергии $H_{Эн}(M_{пред})$ с учетом ограничений

$$\dot{H}_{Эн} = V \left(\frac{P - Q}{G} \right).$$

На линии $\Delta N_{гп} = \frac{V}{G} [P - Q(n_y = 1)] = 0$ еще может быть достигнуто положительное значение $H_{Эн} > 0$ при полете с $n_y < 1$, однако такой полет сопряжен с интенсивным пикированием и быстрой потерей высоты.

Переход к последующему набору высоты для полета на динамический потолок был бы сопряжен с большими потерями на маневр.

Принимаем поэтому уровень $H_{Эн, гп}^{max}$ за исходный при оценке динамических режимов полета, связанных с увеличением высоты за счет потери скорости. Заметим, что если область допустимых режимов полета с $\Delta N_{гп} \geq 0$ ограничена по $M_{пред.}$ или $q_{пред.}$, то уровень $H_{Эн, гп}^{max}$ и точка a' определяются для предельно допустимых M и H полета (рис. 1.11).

Если бы при динамическом режиме, начав маневр с $H_{Эн, гп}^{max}$, самолет мог набирать высоту без потери энергии, то его траектория изображалась бы в фазовой плоскости $H(M)$ линией $H_{Эн} = H_{Эн, гп}^{max} = \text{const}$. Двигаясь вдоль этой линии, можно достичь высоты H^I , на которой еще сохраняется возможность горизонтального полета, $n_y(C_M^{бес}) = 1$. Продолжая набор высоты с потерей скорости, достигаем

H^I , на которой скоростной напор равен $q_{\min}^{\text{нр}}$. Высоты H^I или H^{II} удобно находить графически на пересечении кривых $q = \text{const}$ и $H_{\text{эн}} = \text{const}$ (см. рис. 1.10, точки b и c).

Для H^I уровень q определяется, как $q^I = \frac{G/S_{\text{кр}}}{C_y^{\text{max}}}$, а для

$H^{II} - q^{II} = q_{\min}^{\text{нр}}$ (рис. 1.1).

В действительности набор высоты без потери энергии невозможен. Потери энергии обусловлены, во-первых, необходимостью выполнения маневра с $n_y > 1$ в начале набора для перехода от горизонтального полета к восходящей траектории, и, во-вторых, тем, что вне области, ограниченной линией $\Delta N_{\text{гп}} = 0, H_{\text{эн}} < 0$.

Естественно уровень потерь энергии зависит как от выбора программы $n_y(t)$ при начальном развороте в вертикальной плоскости, так и от программы $V(H)$ движения в области D (см. рис. 1.10). Минимизация потерь связана с решением достаточно сложной вариационной задачи, а оптимальная программа зависит от конкретных характеристик самолета, двигательной установки и т. д. В большинстве случаев уровень потерь энергии, а значит и высота динамического потолка могут быть оценены приближенно. Предположим, что маневр выхода на динамический режим осуществляется по упрощенной программе.

Для такой программы можно принять, например, выход с $\Theta_{\text{гп}} = 0$ на $\Theta_{0 \text{ восх}}$, проводимый с $n_y \leq n_y(C_y^{\text{max}})$ и затем полет с n_y , близким к единице (точнее, $n_{y \text{ восх}} = \cos \Theta_{\text{восх}}(t) \approx 1$), что обеспечит $\dot{\Theta}_{\text{восх}} = 0$ вплоть до выхода на $C_y(n_{y \text{ восх}}) = C_y^{\text{max}}$.

Приближенно потери энергии на разворот до $\Theta_{0 \text{ восх}}$ составят

$$\Delta H_{\text{эн разв.}} = - \frac{a_n^2 BG / S_{\text{кр.}}}{0,7 P_{\text{на}}} [n_y(C_y^{\text{max}}) + 1] \Theta_{0 \text{ восх.}}, \quad (1.45)$$

так как в исходной точке маневра $\Delta N_{\text{гп}} = 0$, значит

$$\dot{H}_{\text{эн}} \cong - \frac{V_a BG / S_{\text{кр.}}}{q_a} (n_y^2 - 1). \quad (1.46)$$

чке d пересечения этой линии с линией постоянной энергии ($H_{\text{эн, макс}} - \Delta H_{\text{эн}}$).

$$H_{\text{э, кон.}} = H_{\text{э, гр.}}^{\text{max}} + \Delta H_{\text{э, разв.}} + \Delta H_{\text{э, восх.}} = \text{const.} \quad (1.49)$$

За восходящим участком с $\Theta = \text{const}$ и $n_y = \cos \Theta$ следует участок выравнивания с $n_y = 0$, на котором достигается дополнительный прирост высоты $\Delta H_{\text{выр.}}$.

$$\Delta H_{\text{выр.}} = \frac{V_d^2}{g} \Theta_{\text{восх.}}$$

Варьируя $\Theta_{\text{восх.}}$ и n_y разв., можно найти их наивыгоднейшие значения и соответственно наибольшую высоту H_d , которая достижима при рассмотренной программе динамического набора высоты.

На высотах $H < H_d$, но превышающих H_T самолет при достаточном запасе энергии сохраняет маневренность и может выполнять горизонтальный полет ($n_y = 1$) с потерей скорости $V = gn_{xгп}(H, M)$ вплоть до ограничения $C_y(n_y = 1) = C_y^{\text{max}}$, т. е., практически, в области D (рис. 1.10). В области D_1 , ограниченной линией $C_y(n_y^*) = C_y^{\text{max}}$, на динамических режимах возможно выполнение полетных задач, требующих маневра с $n_y = n_y^*$.

Выбор и оптимизация программы полета

§ 1. Выбор программы полета и эксплуатационные характеристики самолета

В соответствии с данным определением к эксплуатационным характеристикам относим те характеристики самолета, величина которых должна определяться для полета в целом или его достаточно протяженного этапа. При данных маневренных возможностях они ограничены располагаемым ресурсом топлива.

Эксплуатационные характеристики (дальность, радиус действия, быстродействие, т. е. время выхода в заданную точку пространства или на заданный рубеж и др.) являются интегральными характеристиками. Для их получения при проектировании нужно проинтегрировать систему уравнений (1.10—1.14), описывающих движение самолета от начала полета ($t_H=0$) до его окончания ($t_K=T$). Естественно, конечные значения этих показателей будут зависеть от выбора программы полета, т. е. изменения вдоль траектории высоты H , скорости V , тяги двигателя P , момента включения форсажа $t_{оф}$ и продолжительности полета на форсаже $\Delta t_{ф}$ и т. п.

Для примера укажем, что для типичного скоростного самолета, данные которого приведены в гл. 1, а также в работе [6], километровый расход топлива при полете у земли на $M=0,8$ превышает расход на высоте 11 км в 2,5 раза. Соответственно и радиус действия такого самолета, по данным работы [9], изменяется при изменении расчетной программы полета в несколько раз.

Сильно влияет на дальность или радиус действия ограничение располагаемого времени полета. Если время

полета не ограничено, то полет может производиться на **экономических режимах**, соответствующих минимальным значениям километрового расхода топлива. Дальность полета при этом максимальна, методы ее определения изложены в работах [1, 2, 4]. При ограниченном времени полета необходимо переходить к так называемым **скоростным режимам** [6, 9], когда полет на ряде участков траектории производится со скоростью, близкой к максимальной, а набор высоты и разгон совершаются на форсированной тяге.

Немаловажное значение имеет и то, заданы ли определенные соотношения высоты и скорости (например, полет на малой высоте, с максимально допустимой скоростью на заданной высоте и т. д.).

Если на отдельных этапах режим полета заранее оговаривается из условия выполнения поставленной задачи, то говорят об **операционной дальности** или радиусе действия.

Как правило, операционная дальность значительно меньше достижимой для данного самолета. Так, для самолета, рассмотренного в гл. 1, по данным работ [9, 4] наибольшая достижимая дальность достигает 3000 км, тогда как операционная составляет не более 1500—2000 км.

Для получения достаточно ясного представления об эксплуатационных возможностях проектируемого самолета необходимо установить взаимосвязь между операционной дальностью или радиусом действия и временем полета при заданном запасе топлива на борту.

Хотя практический интерес представляют эксплуатационные характеристики при фиксированном запасе топлива на борту самолета, с расчетной точки зрения удобнее решать обратную задачу и определять затраты топлива и времени при заданной дальности полета. Очевидно, если затраты времени и топлива для серии различных дальностей определены, то не представляет труда определить и предельную дальность, фиксируя уровень расхода топлива. При прочих равных условиях обратная задача, т. е. задача минимизации затрат топлива при заданной дальности и прямая задача, т. е. задача максимизации дальности при заданных затратах топлива, обратимы.

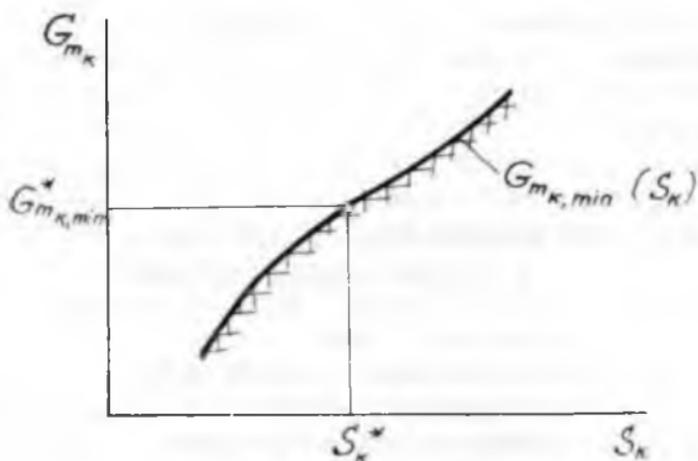


Рис. 2.1. Зависимость между дальностью полета по маршруту и наименьшими потребными затратами топлива

В самом деле, пусть для нескольких значений дальности $S_1, S_2 \dots$ найдена программа полета, обеспечивающая для каждой заданной дальности S_k наименьший уровень затрат топлива $G_{T,min}(S_k)$ (рис. 2,1). Выберем среди ряда фиксированных значений дальности то значение S^* , при котором минимальный уровень затрат топлива $G_{T,min}(S^*)$ совпадает с его располагаемым запасом на борту самолета \bar{G}_T^* . Тогда дальность S^* явится максимальной при затратах топлива, равных G_T^* , это следует из условия $\frac{dG_T}{dS} \geq 0$. Аналогичные соображения относятся и к затратам времени при достижении заданной дальности. Учитывая сказанное и принимая во внимание, что время полета входит в число операционных характеристик, введем понятие обобщенных затрат

$$I(t) = \lambda G_T(t) + (1 - \lambda)t \quad (2.1)$$

при $0 \leq \lambda \leq 1$, где λ — «весовой» множитель, определяющий удельный вес составляющих G_T и t при оценке обобщенных затрат I . Очевидно, при $\lambda=1$ $I=G_T$, а при $\lambda=0$ $I=t$.

Сформулируем обобщенную обратную задачу расчета операционных характеристик: найти при заданных операционных ограничениях наименьшую величину обобщенных затрат I , необходимых для достижения заданной дальности

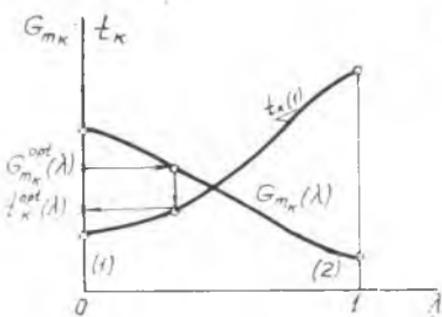


Рис. 2.2. Влияние выбора λ на уровень минимальных затрат топлива $G_{Т,к, \min}$ и времени $t_{к \min}$: 1 — скоростной и 2 — экономический режим

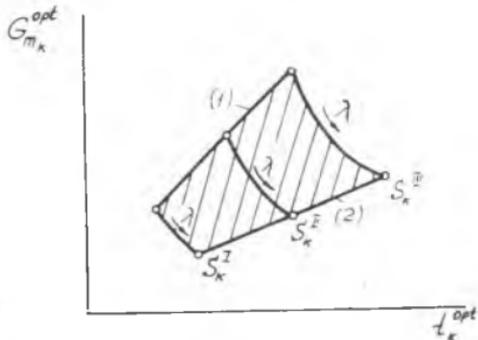


Рис. 2.3. Наименьший достижимый уровень затрат времени $t_{к \min}$ и топлива $G_{Т,к, \min}$ при заданных значениях S_k^I, S_k^{II} и т. п.: 1 — скоростной и 2 — экономический режим

сти S^* при различных значениях весового множителя λ в пределах от 0 до 1. Нетрудно убедиться, что эта задача аналогична задаче об определении зависимости между потребным наименьшим количеством затрат топлива и заданным наименьшим временем полета на заданную дальность S^* . Действительно, варьируя λ в пределах $0 \leq \lambda \leq 1$, отыскивая каждый раз программу полета, обеспечивающую минимум обобщенных затрат I_{\min} , и, производя расчет траектории при полете по этой оптимальной программе, получаем для такой траектории значение $G_{Т \text{ кон}}^{\text{opt}}(\lambda)$ и время полета $T^{\text{opt}}(\lambda)$. Поскольку оптимальные программы полета, вообще говоря, различны для разных λ , то и величина $G_{Т \text{ кон}}^{\text{opt}}(\lambda)$ и $T^{\text{opt}}(\lambda)$ зависят от λ (см. рис. 2.2).

Минимизируя I при $\lambda=0$, получим скоростные режимы полета, при $\lambda=1$ — экономические. Промежуточным значениям λ соответствуют и промежуточные режимы полета, отличающиеся от экономических некоторым увеличением скорости, так как $\lambda \neq 1$.

Поскольку значения $G_{Т \text{ кон}}^{\text{opt}}(\lambda)$ и $T^{\text{opt}}(\lambda)$ получены при минимизации обобщенных затрат, фиксируя одно из этих значений, находим, что второе оказывается при этом наименьшим достижимым. В самом деле, если бы при $G_{Т \text{ кон}}^{\text{opt}}(\lambda) = G_m^*$ могло быть достигнуто значение $\bar{T} < T^{\text{opt}}(\lambda)$, определенное для того же λ , что и $G_{Т \text{ кон}}^{\text{opt}}(\lambda)$ (рис. 2.2),

то достижимая величина затрат $I(\lambda)$ оказалась бы при этом меньше $I_{\text{opt}}(\lambda)$, что противоречит самому определению оптимального уровня обобщенных затрат I_{opt} .

Располагая параметрическими зависимостями $G_T^{\text{opt}}(\lambda)$ и $T^{\text{opt}}(\lambda)$ и исключая параметр λ , можно на основе проведенной оптимизации получить зависимость $G_T^{\text{opt}}(T)$ или $T^{\text{opt}}(G_T)$, (рис. 2.3), характеризующую предельные для данной дальности соотношения между составляющими G_T и T обобщенных затрат I .

Оптимизируя величину обобщенных затрат I для различных дальностей S^* и определяя каждый раз предельные соотношения $G_{T\text{кон}}^{\text{opt}}(T, S^*)$, можно в конечном счете, зная располагаемый запас топлива $G_T^{\text{расп.}}$, получить для данного самолета **обобщенные операционные характеристики** (рис. 2.4). При этом для некоторого диапазона дальности, начиная с $S_{\text{max скор.}}$ (рис. 2.4 а) для $G_{T\text{скор.}} > G_T^{\text{расп.}}$, скоростные режимы ограничены условием $G_T^{\text{opt}} = G_T^{\text{расп.}}$. Дальность $S^* = S_{\text{max экон.}}$ (рис. 2.4) достижима лишь при полете на экономических режимах, программа которых оптимальна для $\lambda = 1$. Можно говорить и о наименьшей криволинейной дальности S_0 , при которой вообще возможен выход на заданные из операционных соображений значения высоты и скорости. Обобщенные операционные характеристики могут быть построены и в функции дальности S_K (рис. 2,4 б).

Конкретный характер зависимостей, составляющих обобщенные операционные характеристики, зависит, как уже говорилось, от ограничений, накладываемых на граничные значения V_K и H_K из условия выполнения задачи полета. Построение обобщенных операционных характеристик требует разработки методов решения задачи о наивыгоднейшей по критерию обобщенных затрат программе полета, включая участки выхода на режимы полета, заданные из операционных соображений.

При этом для заданной дальности S^* вдоль проекции траектории на горизонтальную плоскость величина обобщенных затрат особенно сильно зависит от требований, предъявляемых к значениям высоты H и скорости V или числа M полета на операционных участках.

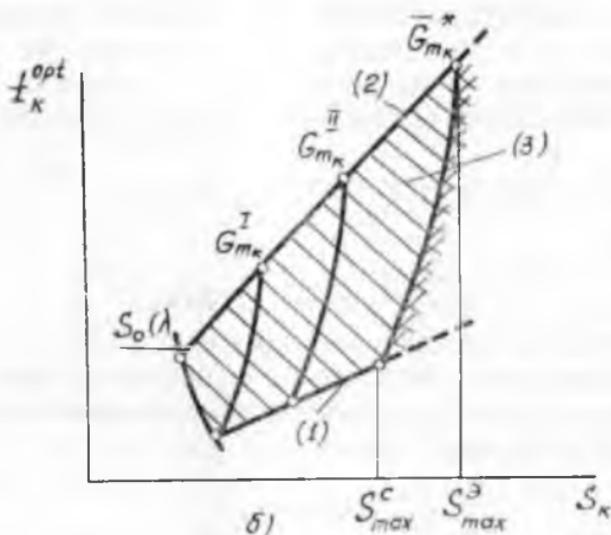
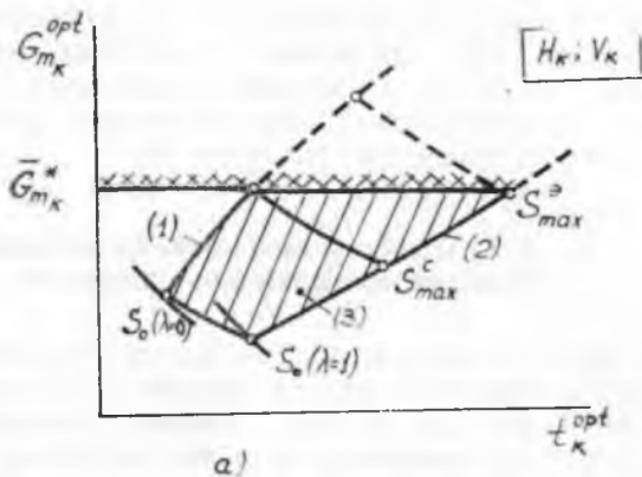


Рис. 2.4. Обобщенные операционные характеристики самолета: а — для ряда значений S_K ; б — для ряда значений $G_{T,k,min}$. 1 — скоростные режимы, $\lambda=0$; 2 — экономические режимы, $\lambda=1$; 3 — область располагаемых операционных показателей

При оптимизации программы полета эти значения выступают в качестве граничных условий, поскольку программа самих операционных этапов полета определяется постановкой задачи полета и оптимизации по критерию обобщенных затрат не подлежит.

Методы построения оптимальной по затратам программы полета при заданных граничных условиях рассмотрим в главе II, а вопросы определения эксплуатационных характеристик с использованием оптимальных или типовых программ — в главе III.

§ 2. Обобщенный крейсерский режим. Понятие «потерянной» дальности

Общие затраты топлива так же, как и обобщенные затраты I на достижение заданной дальности S_k на основном участке полета при заданных конечных значениях H_k , V_k , Θ_k , ψ_k и т. д., можно представить как сумму затрат на преодоление сопротивления в горизонтальном установившемся полете $G_{T, \text{гп}}$, затрат на изменение уровня энергии самолета на траектории $\Delta G_{T, \text{эн}}$ и затрат на маневр, т. е. на изменение направления вектора скорости как на маршруте, так и для выхода в заданные граничные условия $\Delta G_{T, \text{м}}$, т. е.

$$G_{T, \text{к}} = G_{T, \text{гп}} + \Delta G_{T, \text{эн}} + \Delta G_{T, \text{м}}. \quad (2.2)$$

Аналогично

$$I_{\text{к}} = I_{\text{гп}} + \Delta I_{\text{эн}} + \Delta I_{\text{м}}. \quad (2.3)$$

Определим составляющие выражений (2.2) и (2.3).

В горизонтальном установившемся полете тяга двигателя расходуется на преодоление сопротивления $Q_{\text{гп}}$ (см. выражение 1.28) или (1.34)

$$P_{\text{гп}}^{\text{потр.}} = Q_{\text{гп}} = \frac{G}{K_{\text{гп}}}, \quad (2.4)$$

при этом

$$K_{\text{гп}} = \frac{G}{\left(C_{x_0} + B \frac{G^2}{S_{\text{кр}}^2 q^2} \right) S_{\text{кр}} q}. \quad (2.5)$$

Значения $Q_{\text{гп}} = P_{\text{гп}}^{\text{потр.}}$ определяются при аэродинамическом расчете самолета (см. рис. 1.3).

Зная $P_{\text{гп}}^{\text{потр.}}$, можно рассчитать и условную степень дросселирования тяги

$$\eta_{\text{р гп}} = \frac{P_{\text{гп}}^{\text{потр.}}(H, M)}{P^{\text{р}}(H, M)} \quad (2.6)$$

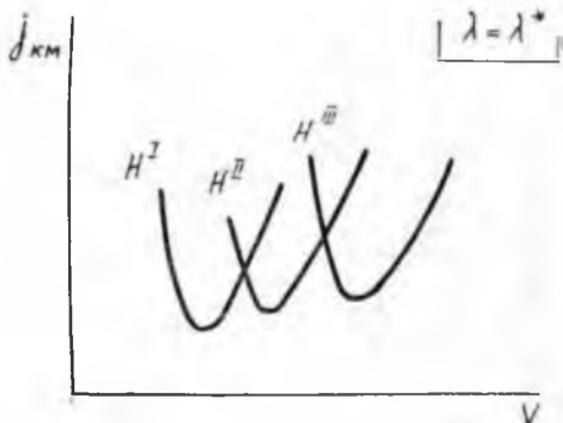


Рис. 2.5. Зависимость обобщенных километровых затрат $j_{км}$ от высоты H и числа M установившегося горизонтального полета

для случая, если самолет летит с постоянным уровнем энергии и не маневрирует.

Зная $P_{гп}^{потр.}$ и $\eta_{гп}$, определяем километровый расход топлива

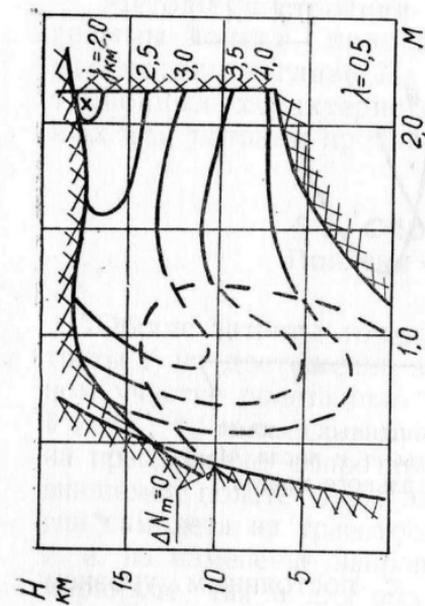
$$\frac{dG_T}{dS} = q_{км} = \frac{C_e(\eta_p, H; M) P_{гп}^{потр.}}{3,6 a_H M} \quad (2.7)$$

(см., например, [2]).

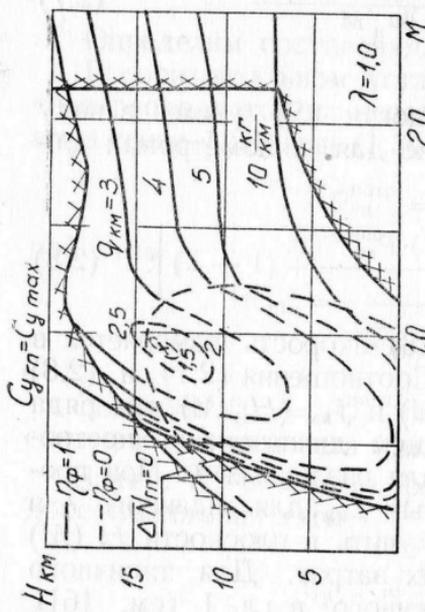
Дифференцируя (2.1) по дальности (S) и имея в виду (2.7) и (1.10), получим выражение для километровых обобщенных затрат

$$\frac{dI}{dS} = j_{км} = \frac{10^3}{a_H M} \left[\lambda \frac{C_e(\eta_p, H, M) \cdot P_{гп}^{потр.}}{3600} + (1 - \lambda) \right] \quad (2.8)$$

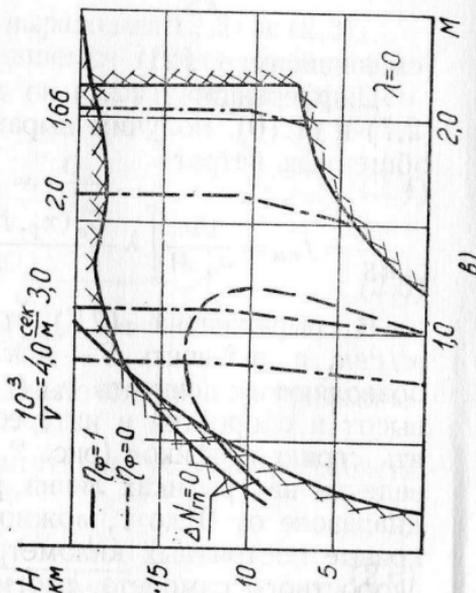
В выражениях (2.7) и (2.8) скорость измеряется в м/сек, а дальность S — в км. Соотношения (2.7) и (2.8) позволяют подсчитать $q_{км}(H, M)$ и $j_{км}(H, M)$ для ряда высот и скоростей в интересующем диапазоне и построить серию графиков (рис. 2.5) для различных λ . При проведении на графиках линий, равных $j_{км}$ для заданного λ в диапазоне от 0 до 1, можно получить в плоскости H (M) кривые постоянных километровых затрат. Для типичного скоростного самолета, рассмотренного в гл. I (см. [6]),



б)



а)



б)

Рис. 2.6. Зависимость обобщенных километровых затрат от выбора режима горизонтального установившегося полета для типичного скоростного маневренного самолета (пример): а — при $\lambda = 1$; б — при $\lambda = 0,5$; в — при $\lambda = 0$

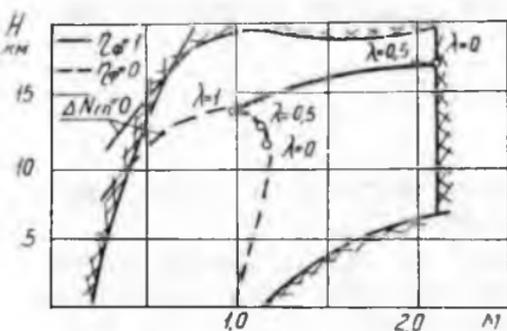


Рис. 2.7. Зависимость высоты и числа M полета на обобщенном крейсерском режиме $H_{кр}^{\lambda}(M)$ от выбора λ .

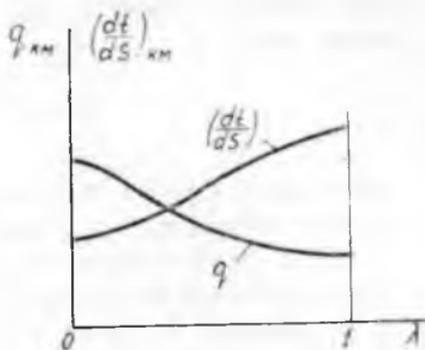


Рис. 2.8. Влияние выбора λ на составляющие функции обобщенных километровых затрат

эти зависимости для $\lambda=0; 0,5$ и $1,0$ представлены на рис. 2.6 а, б и в (при $\lambda=1; j_{км}=q_{км}$; при $\lambda=0; j_{км}=\frac{10^3}{V}$).

Графики на рис. 2.5 или 2.6 позволяют найти наименьшее значение $J_{км}$

$$J_{кмкр} = \min_H \min_M j_{км}(H, M) \quad (2.9)$$

при данном выборе λ .

Назовем такое наименьшее значение $J_{кмкр}$ — **крейсерским** значением километровых обобщенных затрат, а режим, на котором это значение достигается, — **обобщенным крейсерским** ($H_{кр}^{\lambda}, M_{кр}^{\lambda}$). Заметим, что при $\lambda=1$ он совпадает с крейсерским режимом, который определяется при обычном аэродинамическом расчете самолета. Очевидно, выбор крейсерского режима зависит от выбора значения λ в выражении для I . На рис 2.7 показаны значения $H_{кр}^{\lambda}$ и $M_{кр}^{\lambda}$ в зависимости от λ для рассматриваемого примера, а на рис. 2.8 — изменение составляющих $q_{кмкр}$ и $\left(\frac{dt}{dS}\right)_{кр}$ при различном выборе λ .

Величины $H_{кр}^{\lambda}, M_{кр}^{\lambda}$ и $q_{кмкр}^{\lambda}$ зависят от изменения веса самолета G , как это видно из выражения (1.34) для $P_{гп}^{потр.}$. Однако для скоростных самолетов обычно можно

без особого ущерба для точности оценки осреднить значение веса

$$G_{\text{ср.}} = G_0 - \frac{1}{2} G_{\text{Тк}}^* , \quad (2.10)$$

производя расчет километрового расхода и строя диаграмму потребных тяг для среднего $G_{\text{ср.}}$.

При необходимости можно разделить время полета на отдельные интервалы и производить осреднение веса для каждого интервала в отдельности.

Располагая данными рис. 2.7 и 2.8, можно для дальности $S_{\text{к}}^*$ определить как уровень обобщенных затрат $I_{\text{к}}^{\text{гп}}(S_{\text{к}}^*)$, так и уровень их составляющих $G_{\text{Тк}}^{\text{гп}}(S_{\text{к}}^*)$ и $t_{\text{к}}^{\text{гп}}(S_{\text{к}}^*)$, который был бы достигнут, если бы весь полет на заданную дальность проводился на крейсерском режиме:

$$G_{\text{Тк}}(S_{\text{к}}^*) = G_{\text{ср}} \left[1 - e^{-S_{\text{к}}^*/f_{S_{\text{кр}}}^{\lambda}} \right]; \quad (2.11)$$

$$t_{\text{к}}(S_{\text{к}}^*) = \frac{S_{\text{к}}^*}{M_{\text{кр}}^{\lambda} a_{\text{н}}}; \quad (2.12)$$

$$I(S_{\text{к}}^*) = \lambda G_{\text{Тк}} + (1 - \lambda) t_{\text{к}}. \quad (2.13)$$

В выражении (2.11) функция f_s определена как

$$f_{S_{\text{кр}}}^{\lambda} = \frac{3,6K_{\text{гп}}(M_{\text{кр.}}^{\lambda}, H_{\text{кр.}}^{\lambda}) \cdot a_{\text{н}} \cdot M_{\text{кр.}}^{\lambda}}{C_{e_{\text{кр.}}}^{\lambda}(\eta_{\text{гп}}^{\text{р}})} = \frac{G_{\text{ср.}}}{q_{\text{км кр.}}^{\lambda}}, \quad (2.14)$$

причем $C_{e_{\text{кр.}}}^{\lambda}(\eta_{\text{гп}}^{\text{р}})$ определяется по (2.6) для $H_{\text{кр.}}^{\lambda}$ и $M_{\text{кр.}}^{\lambda}$.

При малых относительных расходах топлива $\frac{G_{\text{Тк}}}{G_{\text{ср.}}} \ll 1$ выражение (2.11) упрощается

$$G_{\text{Тк}}(S_{\text{к}}^*) \cong \frac{G_{\text{ср.}} C_{e_{\text{кр.}}}^{\lambda}(\eta_{\text{гп}}^{\text{р}}) \cdot S_{\text{к}}^*}{3,6K_{\text{гп}}(M_{\text{кр.}}^{\lambda}, H_{\text{кр.}}^{\lambda}) \cdot a_{\text{н}} \cdot M_{\text{кр.}}^{\lambda}} = q_{\text{км кр.}}^{\lambda} \cdot S_{\text{к}}^*. \quad (2.11a)$$

В этом случае и составляющие $G_{\text{Тк}}$ и $t_{\text{к}}$ обобщенные затраты I зависят от дальности крейсерского полета линейно (рис. 2.9). Нетрудно построить и обобщенные характеристики крейсерского режима, подобные рис. 2.4 а или б (рис. 2.9). Поскольку речь идет об условных

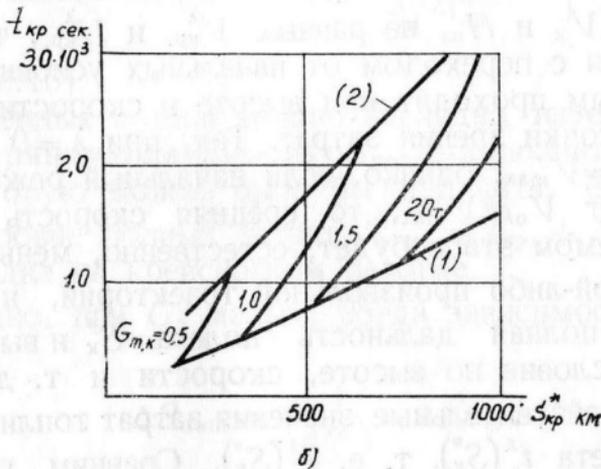
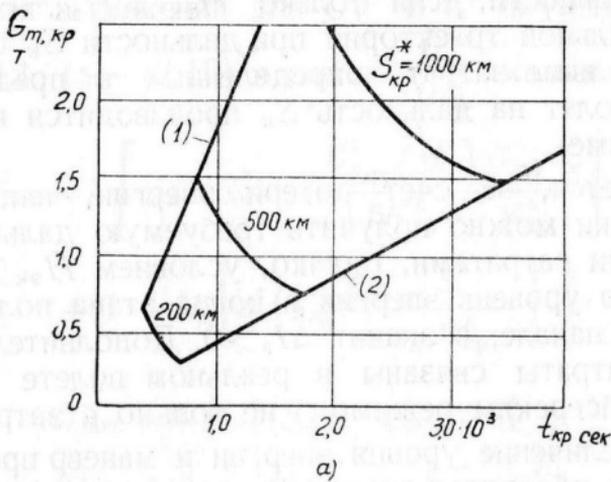


Рис. 2.9. Обобщенные характеристики крейсерского режима при заданных $S_{кр}^I$, $S_{кр}^{II}$ и т. п. (а), или заданном уровне $G_{т,кр}^I$, $G_{т,кр}^{II}$ и т. п. (б):
 1. Скоростной режим, $\lambda=0$; 2. Экономический режим $\lambda=1$

затратах, связанных только с полетом на крейсерском режиме, без учета этапов с изменением уровня энергии и маневров, минимальная дальность на рис. 2.9 не ограничена.

Очевидно, что уровень $I_{кр}^\lambda(S_k)$, определенный для обобщенного крейсерского режима при заданном λ , является нижней гранью затрат для реальных траекторий при

той же дальности, если только $H_{э\kappa} \geq H_{э0}$. Это значит, что на реальной траектории при дальности S_{κ} обобщенные затраты больше затрат, определенных в предположении, что весь полет на дальность S_{κ} производится на крейсерском режиме.

Разумеется, за счет потери энергии, например, при планировании можно получить требуемую дальность S_{κ} и с меньшими затратами, однако, условием $H_{э\kappa} \geq H_{э0}$ оговорено, что уровень энергии в конце этапа полета не ниже, чем в начале, а значит $\Delta I_{э} > 0$. Дополнительные обобщенные затраты связаны в реальном полете (по сравнению с крейсерским режимом) не только с затратами топлива на увеличение уровня энергии и маневр при $P > P_{гп}^{потр}$, но и с тем обстоятельством, что при начальных V_0 и H_0 и конечных V_{κ} и H_{κ} , не равных $V_{кр.}$ и $H_{кр.}$, часть полета, связанная с переходом от начальных условий к заданным конечным проходит при высоте и скорости, не оптимальных с точки зрения затрат. Так, при $\lambda = 0$ оптимален полет на $V = V_{max}$, однако, если начальный режим полета соответствует $V_0 \ll V_{max}$, то средняя скорость полета на рассматриваемом этапе будет, естественно, меньше V_{max} .

Для какой-либо произвольной траектории, на которой реализуется полная дальность полета S_{κ}^1 и выполняются граничные условия по высоте, скорости и т. д., можно рассчитать действительные значения затрат топлива $G_T^1(S_{\kappa}^*)$ и время полета $t^1(S_{\kappa}^*)$, т. е. $I^1(S_{\kappa}^*)$. Сравним полученные значения с теми значениями $G_T^{кр.}(S_{\kappa}^*)$ и $t_{гп}^{кр.}(S_{\kappa}^*)$, а значит и $I_{гп}^{кр.}(S_{\kappa}^*)$, которые могли бы быть достигнуты, если бы вся дальность S_{κ}^* была пройдена на крейсерском режиме, и найдем уровень **обобщенных потерь**:

$$\Delta I_{пот} = [\lambda G_T^d(S_{\kappa}^*) + (1 - \lambda) t_{\kappa}^d] - [\lambda G_T^{кр.}(S_{\kappa}^*) + (1 - \lambda) t_{гп}^{кр.}]. \quad (2.15)$$

Заметим, что термин «потери» здесь условен, поскольку речь идет не о «бесполезных» затратах, а о затратах, связанных с обеспечением самой возможности полета («потери» при выходе с V_0 ; H_0 и т. п. на V_s^* ; H_s^*) и выхода на требуемый для выполнения задачи режим полета, курс и т. п.

Раскрывая выражения для $G_T^{кр}$ и $t_K^{кр}$ в (2.15) в соответствии с (2.11a)–(2.12) и считая $\frac{\bar{G}_T}{G_{ср.}}$ малым, находим

$$\Delta I_{пот}^\lambda = \lambda \left[G_m^\lambda (S_K^*) - \frac{C_{екр.}^\lambda (\gamma_{гп}^p) \cdot G_{ср.} S_K^*}{3,6 K_{гп}^\lambda a_n \cdot M_{кр.}^\lambda} \right] + \\ + (1 - \lambda) \left[t_K^\lambda (S_K^*) - \frac{S_K^*}{a_n M_{кр.}^\lambda} \right] \quad (2.16)$$

или

$$\Delta I_{пот.}^\lambda = \lambda [G_T^\lambda (S_K^*) - q_{км, кр}^\lambda S_K^*] + \\ + (1 - \lambda) \left[t_K^\lambda (S_K^*) - \frac{1}{a_n M_{кр.}^\lambda} S_K^* \right] \quad (2.16a)$$

(см. рис. 2.10)

Обобщенные потери можно наглядно интерпретировать через **потерянную дальность** $\Delta S_{пот}$ — дополнительную дальность,* которую можно было бы получить, если бы при том же уровне полных затрат $I_{полн.}^\lambda = I_{кр.}^\lambda + \Delta I_{пот}^\lambda$ весь полет проходил на крейсерском режиме.

Очевидно, при G_T малых, когда зависимость $I_{кр.}^\lambda (S)$ линейна,

$$\Delta S_{пот} = \frac{1}{\left(\frac{dI^\lambda}{dS}\right)_{кр}} \Delta I_{пот.}^\lambda, \quad (2.17)$$

а величина $\left(\frac{dI^\lambda}{dS}\right)_{кр}$ определяется, как это следует из выражения (2.16a) для крейсерского режима

$$\left(\frac{dI^\lambda}{dS}\right)_к = \lambda q_{кмкр} + (1 - \lambda) \frac{10^3}{M_{кр.}^\lambda a_n} \quad (2.18)$$

(см. рис. 2.10)

Индексы λ в выражениях (2.16)–(2.18) показывают, что и уровень обобщенных потерь $\Delta I_{пот.}^\lambda$ и потерянная дальность $\Delta S_{пот.}^\lambda$ зависят от выбора весового множителя λ или от структуры критерия I обобщенных затрат. Выбор λ влияет как на выбор обобщенного крейсерского режима (рис. 2.7), т. е. того «эталона», с которым

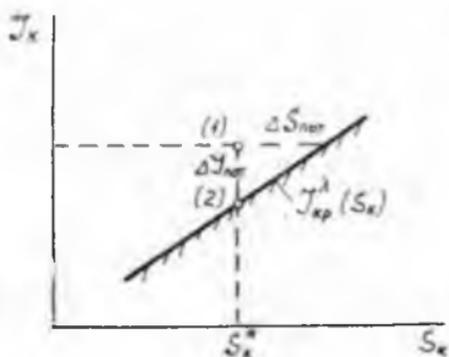


Рис. 2.10. Обобщенные потери $\Delta I_{\text{пот}}$ и потерянная дальность $\Delta S_{\text{пот}}$: 1 — фактический уровень затрат при $S_k = S_k^*$; 2 — уровень затрат при крейсерском полете на дальность S_k^*

производится сравнение при определении потерь, так и на структуру самой функции потерь (2.16) или (2.17). Так, на скоростных режимах при $\lambda=0$ обобщенный крейсерский режим является режимом полета на максимальной допустимой скорости, а из обобщенной функции потерь для исследователя представляет интерес только составляющая «потерь времени», или, что эквивалентно, «потерь средней скорости», т. е.

$$\Delta I_{\text{пот}}^{\lambda=0} = \Delta t_{\text{пот}} = t_k^{\lambda}(S_k^*) - \frac{S_k^*}{V_{\text{гп. max}}}, \quad (2.19)$$

так как $t_k^{\lambda}(S_k^*) = \frac{S_k^*}{V_{\text{cp}}^{\lambda}}$,

то

$$\Delta I_{\text{пот}}^{\lambda=0} = S_k^* \left(\frac{1}{V_{\text{cp}}^{\lambda}} - \frac{1}{V_{\text{max}}} \right) = \frac{S_k^*}{V_{\text{cp}}^{\lambda}} \frac{(V_{\text{max}} - V_{\text{cp}}^{\lambda})}{V_{\text{max}}}, \quad (2.20)$$

где V_{cp}^{λ} — средняя скорость полета вдоль действительной траектории, для которой оцениваются потери.

Потерянная дальность — это дополнительная дальность, которая могла бы быть пройдена при том же полном времени полета t_k^{λ} если бы все это время скорость полета была максимальной.

На экономических режимах при $\lambda=1$ обобщенный крейсерский режим соответствует горизонтальному полету с наименьшим $q_{\text{км}}(H, M)$ (см. рис. 2.7 при $\lambda=1$), а в выражении (2.16 а) сохраняется только составляющая затрат топлива [5].

$$\Delta I_{\text{пот}}^{\lambda=1} = \Delta G_{T_{\text{пот}}} = G_T^{\lambda}(S_k^*) - q_{\text{км,кр}}^{\lambda} S_k^*. \quad (2.21)$$

Потерянная дальность здесь определяется как дальность, которую можно было бы реализовать на крейсерском режиме, истратив дополнительно $\Delta G_{\text{пот}}$.

Промежуточные значения λ позволяют рассматривать режимы полета, на которых с точки зрения результата операции представляют интерес и время полета, и затраты топлива. Можно, например, рассматривать задачи о минимизации расхода топлива при заданном времени выхода на определенный рубеж S^* , о наименьшем времени полета на заданную дальность при ограниченном запасе топлива и т. д. В итоге исследование различных режимов с $0 \leq \lambda \leq 1$ позволяет построить обобщенные операционные характеристики (см. рис. 2.4) уже не для крейсерского полета, как это было сделано на рис. 2.9, а для всего полета в целом или его достаточно протяженного этапа, вплоть до выхода на заданные граничные условия V_k, H_k, S_k .

§ 3. Минимизация потерь на изменение уровня энергии самолета

Как уже говорилось, обобщенные потери $\Delta I_{\text{пот}}^{\lambda}$ или потерянная дальность $\Delta S_{\text{пот}}^{\lambda}$ могут быть связаны либо с изменением высоты и скорости вдоль траектории $\Delta G_T^{\text{ЭН}}, \Delta t^{\text{ЭН}}$ (потери на изменение уровня энергии, на переход от V_0, H_0 на крейсерский режим и на переход с $V_{\text{кр}}; H_{\text{кр}}$ на заданные V_k, H_k), либо с изменением направления полета вдоль траектории или для выполнения граничных условий по $\Theta_k, \psi_{\text{СК}}$ и т. д. — $\Delta G_T^M, \Delta t^M$.

Рассмотрим первую составляющую обобщенной функции потерь. Так как нас не интересуют в данном случае затраты на маневр, при определении этой составляющей считаем перегрузку вдоль траектории n_y близкой к единице всюду или почти всюду, а сопротивление Q — близким к $Q_{\text{гп}}$. Если на фактической траектории появятся участки с $n_y \neq 1$, то дополнительные затраты топлива и времени на этих участках должны учитываться при оценке потерь на маневр.

Отсюда следует, что для оценки и минимизации первой составляющей потерь могут использоваться известные методы расчета и оптимизации пологих квазипря-

молинейных траекторий, в частности, метод энергетических высот.

Считая при определении аэродинамического сопротивления $n_y = 1$, т. е. определяя

$$Q = Q_{гп} = \frac{G_{ср}}{k_{гп}},$$

можно записать:

$$\dot{V} = qn_{xгп}(\eta_p) - q \sin \Theta; \quad (2.22)$$

$$\dot{H} = V \sin \Theta; \quad (2.23)$$

$$\dot{S} = V \cos \Theta; \quad (2.24)$$

$$\dot{G}_{T \text{ прям}} = \frac{C_e P(\eta_p)}{3600}. \quad (2.25)$$

Последнее выражение позволяет определить затраты топлива при условии, что тяга двигателя $P(\eta_p)$ обеспечивает полет с $n_y = 1$, но с переменным уровнем энергии вдоль траектории $\dot{V} \neq 0$ и $\dot{H} \neq 0$. Если величина $G_{T \text{ прям}}$ будет найдена, выделить составляющую $G_{T \text{ кр}}$, а значит найти потери $\Delta G_T^{\text{кр}}$ всегда возможно, сопоставив $G_{T \text{ прям}}$ с $G_{T \text{ кр}}$ в крейсерском режиме.

В выражении (2.24) обычно считают $\cos \Theta \approx 1$, хотя это допущение и не является принципиальным, так как все последующие рассуждения справедливы и при $\cos \Theta \neq 1$.

Используя выражения (2.22) и (2.23), можно записать

$$\dot{H}_{\text{эн прям}} = V n_x(\eta_p) = \Delta N_{гп}, \quad (2.26)$$

причем

$$n_x \dot{гп} = \frac{P(H, V, \eta_p) - Q_{гп}}{G_{ср}}.$$

Отметим, что наивыгоднейший режим работы двигателя η_p может отличаться от $\eta_p = 1$. Тогда $n_{xгп}(\eta_p) < n_{xгп}(\eta_p = 1)$ (рис. 1.3).

Соотношение для $H_{\text{эн}} = \frac{V^2}{2g} + H$ позволяет исключить из уравнений (2.22)–(2.26) явное выражение для высоты и считать независимыми переменными $V_{(M)}$ и $H_{\text{эн}}$.

В самом деле, любая функция высоты и скорости (или числа M полета) может быть определена как функция скорости V и энергетической высоты $H_{\text{эн}}$, по-

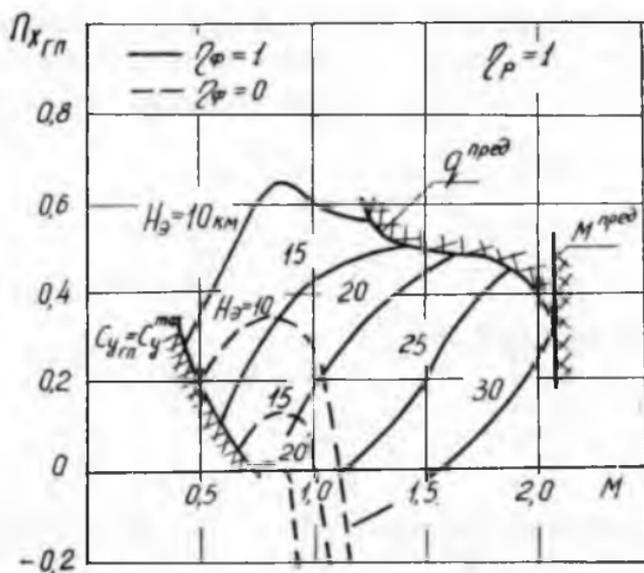


Рис. 2.11. Зависимость $n_{x_{гп}}(M, H_{э})$ для типичного скоростного самолета (пример)

сколько, задав значения этих переменных, мы тем самым задаем и значение высоты

$$H = H_{э} - \frac{V^2}{2g}. \quad (2.27)$$

В функции $H_{э}$ могут быть представлены и перегрузка n_x , и избыток мощности $\Delta N_{гп} = V n_{x_{гп}}$ при $n_y = 1$.

Зависимость ($n_{x_{гп}}(V, H_{э}, \eta_p)$) при $\eta_p = 1$ показана на рис. 2.11 (для типичного скоростного самолета, рассмотренного в гл. 1 и в работе [6]).

С учетом сказанного можно записать:

$$\begin{aligned} H_{э} &= \Delta N_{гп}(V, H_{э}, \eta_p) = V n_{x_{гп}}(V, H_{э}, \eta_p); \\ \dot{S} &= V; \\ G_T &= \frac{C_e P}{3600}(H_{э}, V, \eta_p). \end{aligned} \quad (2.28)$$

Составляя функцию обобщенных затрат $I^\lambda = \lambda G_T + (1-\lambda)t$ и определяя потери $\Delta I_{пот. \text{прям}}^\lambda$ как $\Delta I_{пот. \text{прям}}^\lambda = I_{прям}^\lambda - I_{кр}^\lambda$, можно найти элементарное приращение потерь вдоль

пути dS на прямолинейной траектории с переменным уровнем энергии на режиме полета с V и $H_{эн}$, не совпадающими в данный момент с крейсерскими — $V_{кр}^\lambda$ и $H_{эн кр}^\lambda = \frac{(V_{кр}^\lambda)^2}{2g} + H_{кр}^\lambda$:

$$\frac{d \Delta I_{пот. \text{ прям}}^\lambda}{dS} = \frac{dI_{\text{прям}}^\lambda}{dS} - \left(\frac{dI^\lambda}{dS} \right)_{кр}. \quad (2.29)$$

Определив из (2.28) $\frac{dS}{dH_{эн}} = \frac{1}{n_{хгп}(H_{эн}, V, \eta_p)}$, находим из (2.29)

$$\frac{d \Delta I_{пот. \text{ прям}}^\lambda}{dH_{эн}} = \left[\frac{dI_{\text{прям}}^\lambda}{dS} - \left(\frac{dI^\lambda}{dS} \right)_{кр} \right] \frac{dS}{dH_{эн}}. \quad (2.30)$$

Преобразуя выражение (2.30) с учетом того, что

$$\left(\frac{dI^\lambda}{dS} \right)_{кр} + \lambda q_{км}^\lambda + (1-\lambda) \frac{10^3}{V}, \quad (2.31)$$

получаем

$$\frac{d \Delta I_{пот. \text{ прям}}^\lambda}{dH_{эн}} = \frac{1}{n_{хгп}(V, H_{эн}, \eta_p)} \left\{ \lambda [q_{км}^\lambda(V, H_{эн}, \eta_p) - q_{км кр}^\lambda] + \right. \\ \left. + 10^3(1-\lambda) \frac{(V_{кр}^\lambda - V)}{VV_{кр}^\lambda} \right\}. \quad (2.32)$$

Выражение (2.32) определяет приращение потерь $\Delta I_{пот. \text{ прям}}^\lambda$ в полете с $n_y \approx 1$, связанное с изменением уровня энергии $H_{эн}$ и отличием значений V и $H_{эн}$ от крейсерских $V_{кр}^\lambda$ и $H_{эн кр}^\lambda$. Из (2.32) следует как частный случай при $\lambda = 1$ выражение для «потерь» топлива [5]

$$\frac{d \Delta I_{пот}^{\lambda=1}}{dH_{эн}} - \frac{d \Delta G_{т \text{ пот. \text{ прям}}}^{\lambda=1}}{dH_{эн}} = \\ = \frac{1}{d_{хгп}(V, H_{эн}, \eta_p)} (q_{км}(H_{эн}, V, \eta_p) - q_{км кр}^{\lambda=1}). \quad (2.33)$$

а при $\lambda = 0$ — для «потерь» времени

$$\frac{dI_{пот. \text{ прям}}^{\lambda=0}}{dH_{эн}} = \frac{d \Delta t_{пот}}{dH_{эн}} = \frac{10^3}{n_{хгп}(V, H_{эн}, \eta_p)} \left[\frac{1}{V} - \frac{1}{V_{\text{max гп}}} \right]. \quad (2.34)$$

Соотношение (2.32) или (2.33) — (2.34) позволяет определить и потерянную дальность

$$\frac{d\Delta S_{\text{пот. прям}}}{dH_{\text{эн}}} = \frac{1}{n_{x_{\Gamma\Pi}}(V, H_{\text{эн}}, \eta_p)} \left[\frac{\lambda q_{\text{км}}(H_{\text{эн}}, V, \eta_p) + \frac{10^3}{V}(1-\lambda)}{\lambda q_{\text{кмкр}}^2 + \frac{10^3}{V^{\lambda_{\text{кр}}}}(1-\lambda)} - 1 \right] \quad (2.35)$$

или, учитывая (2.31),

$$\frac{d\Delta S_{\text{пот. прям}}}{dH_{\text{эн}}} = \left[\frac{\left(\frac{dI^\lambda}{dS}\right)_{\text{прям}}}{\left(\frac{dI^\lambda}{dS}\right)_{\text{кр}}} - 1 \right] \frac{dS}{dH_{\text{эн}}} \quad (2.36)$$

Поскольку при оценке $\Delta S_{\text{пот. прям}}^\lambda$ или $\Delta I_{\text{пот. прям}}^\lambda$ нас интересуют обобщенные потери, связанные с изменением уровня энергии на траектории, выражение (2.32) или его аналог (2.36) можно проинтегрировать в пределах от

$H_{\text{эн}} = \frac{V_0^2}{2g} + H_0$ при V_0 и H_0 , соответствующих началу

набора высоты и разгона, до $H_{\text{энк}} = \frac{V_{\text{к}}^2}{2g} + H_{\text{к}}$ при $V_{\text{к}}$ и

$H_{\text{к}}$, соответствующих выходу на требуемую для выполнения задачи полета энергетическую высоту:

$$\Delta I_{\text{пот. прям}}^\lambda = \int_{H_{\text{эн}_0}}^{H_{\text{энк}}} \frac{1}{n_{x_{\Gamma\Pi}}(H_{\text{эн}}, V, \eta_p)} \left\{ \lambda [q_{\text{км}}^2(H_{\text{эн}}; V; \eta_p) - q_{\text{кмкр}}^2] + \right. \\ \left. + 10^3(1-\lambda) \frac{V_{\text{кр}}^\lambda - V}{VV_{\text{кр}}^\lambda} \right\} dH_{\text{эн}} \quad (2.37)$$

Рассмотрим подробнее выражение (2.37). Величина $\Delta I_{\text{пот. прям}}^\lambda$, определенная по этому выражению, представляет собой **функционал** от изменения фазовых координат, представляющих движение самолета вдоль траектории. Это значит, что $\Delta I_{\text{пот. прям}}^\lambda$ определяется не мгновенными значениями скорости, высоты, тяги двигателя и т. д. в какой-либо характерный момент времени, а всем характером изменения этих переменных при изменении $H_{\text{эн}}$ в интервале интегрирования.

Если учесть, что $\dot{H}_{эн} = \frac{V \Delta P(H_{эн}; V; \eta_p)}{G}$ (см. 2. 26),

то темп изменения энергии вдоль траектории, т. е. темп изменения аргумента $H_{эн}$ в интервале интегрирования $[H_{эн_0}; H_{эн_к}]$ зависит, прежде всего, от величины тяги двигателя P или степени дросселирования η_p . При этом, поскольку пределы интегрирования заданы, то с какой бы «скоростью» не изменялся аргумент внутри этих пределов, величина интеграла определяется только характером изменения подинтегральной функции

$$F_{\Delta I}^\lambda = \frac{1}{n_{x_{гп}}(H_{эн}; V; \eta_p)} \times \left\{ \lambda [q_{км}^\lambda(H_{эн}; V; \eta_p) - q_{км_{кр}}^\lambda] + 10^3(1 - \lambda) \frac{V_{кр}^\lambda - V}{V_{кр}^\lambda V} \right\}, \quad (2.38)$$

точнее, ее значением при каждом текущем $H_{эн}$ внутри интервала $[H_{эн_0}; H_{эн_к}]$.

Отметим, что $F_{\Delta I}^\lambda(H_{эн})$ обращается в бесконечность при $n_{x_{гп}} = 0$, т. е. на границах области установившихся горизонтальных режимов при $P = P_{гп}$ (рис. 1.5). Полагая, что самолет не выходит за границы этой области, находим, что потери $\Delta I_{пот.прям}$ будут минимальны (при заданных $H_{эн_0}$ и $H_{эн_к}$), если при каждом текущем $H_{эн}$ для $H_{эн} \leq H_{эн_к}$ функция $F_{\Delta I}^\lambda$ будет иметь наименьшее возможное значение. Величина $F_{\Delta I}^\lambda$ при данном текущем $H_{эн}$ зависит от мгновенного значения скорости V и степени дросселирования двигателя η_p . Значит и минимизация $F_{\Delta I}^\lambda$ осуществляется за счет выбора оптимальной программы изменения $V(H_{эн})$ и $\eta_p(H_{эн})$. Назовем значения $V(H_{эн})$ и $\eta_p(H_{эн})$ обеспечивающие минимум $F_{\Delta I}^\lambda(V, \eta_p, H_{эн})$ при каждом $H_{эн}$, **наивыгоднейшими** и обозначим $V_{нв}^\lambda(H_{эн})$ и $\eta_{пнв}^\lambda(H_{эн})$. Так как вид $F_{\Delta I}^\lambda$ зависит от выбора λ , то и $V_{нв}^\lambda$ и $\eta_{пнв}^\lambda$ могут быть различными при разных λ .

Рассмотрим характер зависимости $F_{\Delta I}^\lambda$ от степени дросселирования η_p . Из выражения для $n_{x_{гп}}(\eta_p)$ следует, что $\frac{\partial n_{x_{гп}}}{\partial \eta_p}(\eta_p) > 0$ всегда при $\eta_p > 0$, т. е. увеличение тяги приводит к росту $n_{x_{гп}}(\eta_p)$.

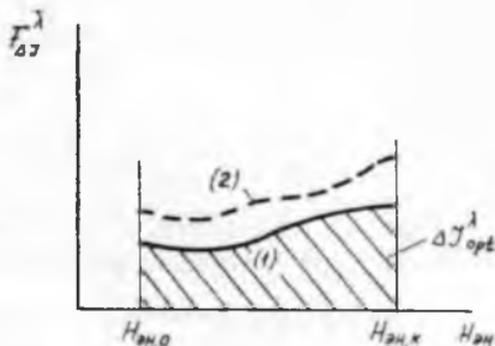
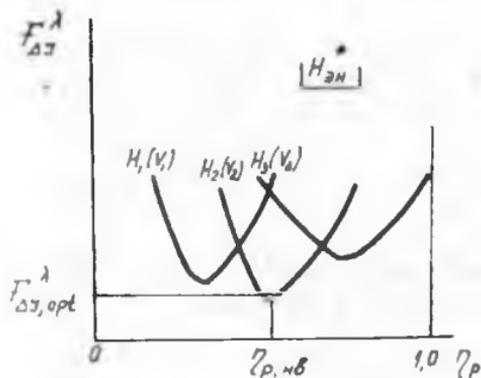


Рис. 2.12. Выбор $\eta_{P, нв}$ ($H_{ЭН}^*$) при $\lambda \neq 0$

Рис. 2.13. Определение обобщенных потерь $\Delta I_{пот}$ или их составляющих: 1 — оптимальная программа, 2 — произвольная программа

С другой стороны,

$$q_{км \text{ прям}}(H_{ЭН}; V; \eta_P) = \frac{C_e(H_{ЭН}; V; \eta_P) P(H_{ЭН}; V; \eta_P)}{3,6 \cdot V} \quad (2.39)$$

и с ростом тяги при одной и той же скорости и высоте полета (а значит и $H_{ЭН}$) километровый расход растет, т. е.,

$$\frac{\partial q_{км \text{ прям}}(\eta_P)}{\partial \eta_P} > 0.$$

Потому при $\lambda \neq 0$ функция $F_{\Delta I}^\lambda$ может иметь экстремум по η_P при $\eta_P \neq 1$. Значение $\eta_{P, нв}$ при этом удобно находить графически, варьируя η_P и подсчитывая $F_{\Delta I}^\lambda(\eta_P)$ при данных V и $H_{ЭН}$ (рис. 2.12). Повторяя эту процедуру при данном значении $H_{ЭН}^*$ для различных скоростей в интервале $V_{\min \text{ гп}} \leq V \leq V_{\max \text{ гп}}$, находим

$$F_{\Delta I, \text{opt}}^\lambda(H_{ЭН}) = \min_{\eta_P} \min_V F_{\Delta I}^\lambda(H_{ЭН}, V, \eta_P) \quad (2.40)$$

для ряда энергетических высот при $H_{ЭН_3} \leq H_{ЭН} \leq H_{ЭН_к}$. Построив $F_{\Delta I, \text{opt}}^\lambda(H_{ЭН})$ (рис. 2.13) и интегрируя эту зависимость графически, находим величину потерь ΔI_{opt}^λ . Поскольку, зная $V_{нв}$ и $\eta_{P, нв}$, можно подсчитать при данном λ не только $F_{\Delta I, \text{opt}}^\lambda$, но и соответствующие функции $F_{\Delta G_T}^\lambda$ и $F_{\Delta t}^\lambda$ для составляющих потерь

$$F_{\Delta G_T}^\lambda = \frac{q_{\text{км прям}}(H_{\text{Эн}}, V_{\text{НВ}}^\lambda, \gamma_{\text{Р НВ}}^\lambda) - q_{\text{км кр}}^\lambda}{n_{\text{ХГП}}(V_{\text{НВ}}^\lambda, \gamma_{\text{Р НВ}}^\lambda, H_{\text{Эн}})} \quad (2.41)$$

и

$$F_{\Delta t}^\lambda = \frac{1}{n_{\text{ХГП}}(V_{\text{НВ}}^\lambda, \gamma_{\text{Р НВ}}^\lambda, H_{\text{Эн}})} \left[\frac{1}{V_{\text{НВ}}^\lambda} - \frac{1}{V_{\text{кр}}^\lambda} \right], \quad (2.42)$$

то можно определить и составляющие потерь $\Delta G_{\text{топт}}^\lambda$ и $t_{\text{опт}}^\lambda$.

Найдем и полные затраты времени и топлива:

$$G_{\text{ТНБ}}^\lambda = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_\text{к}}} \frac{1}{10^3} \frac{q_{\text{км прям}}^\lambda}{n_{\text{ХГП}}} dH_{\text{Эн}}, \quad (2.43)$$

$$t_{\text{НБ}}^\lambda = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_\text{к}}} \frac{1}{n_{\text{ХГП}} V_{\text{НВ}}^\lambda} dH_{\text{Эн}}, \quad (2.44)$$

и пройденную дальность

$$S_{\text{НБ}}^\lambda = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_\text{к}}} \frac{1}{10^3 n_{\text{ХГП}}} dH_{\text{Эн}}. \quad (2.45)$$

При $\lambda = 0$ процедура оптимизации несколько упрощается, так как функция $F_{\Delta t}^{\lambda=0}$ зависит от $\eta_{\text{Р}}$ монотонно только через $n_{\text{ХГП}}(\eta_{\text{Р}})$ и, очевидно, что $\eta_{\text{Р НВ}}^{\lambda=0} = 1$.

Аналогично решается и вопрос о включении форсажа. В задаче о минимальном времени полета на заданную дальность включение форсажа целесообразно на всей траектории (если только при этом топлива хватает на достижение заданного $H_{\text{Эн}_\text{к}}$). На экономических режимах форсаж отключен, если только конечные значения $V_{\text{к}}$ и $H_{\text{к}}$ достижимы при $n_{\text{ХГП}} > 0$ без форсажа. При промежуточных значениях $0 < \lambda < 1$ вопрос о времени работы двигателя на форсаже более сложен. Однако можно ввести упрощающие предположения, связанные с тем, что условие $n_{\text{ХГП}}(H_{\text{к}}, V_{\text{к}}) > 0$ во многих случаях реализуется только на форсаже. Тогда конечный участок траектории всегда проводится на форсажном режиме и вопрос лишь в определении момента его включения $t_{\text{оф}}$. Подсчитывая интеграл потерь (2.37) при неизменном λ , но различных $t_{\text{оф}}$, можно для каждого λ внутри интервала $0 < \lambda < 1$ найти наиболее выгодный момент $t_{\text{оф НВ}}$.

Естественно, все необходимые для определения $V_{\text{нв}}$, $\eta_{\text{р нв}}$ и $t_{\text{оф нв}}$ расчеты несколько трудоемки, если их выполнять для ряда значений λ . Однако для оценки границ области обобщенных операционных характеристик в ряде случаев оказывается достаточным провести расчет только для экономических ($\lambda = 1$) и скоростных режимов ($\lambda = 0$), найдя программу $V_{\text{нв}}^{\text{скор}}(H_{\text{эн}})$ или, что то же самое $V_{\text{нв}}^{\text{скор}}(H)$, так как для пары $[V_{\text{нв}}^{\text{скор}}(H_{\text{эн}}); H_{\text{эн}}]$ высота H составит $H = H_{\text{эн}} - \frac{[V_{\text{нв}}^{\text{скор}}(H_{\text{эн}})]^2}{2g}$, а для экономических режимов —

$V_{\text{нв}}^{\text{эк}}(H_{\text{эн}})$ или $V_{\text{нв}}^{\text{эк}}(H)$ и $\eta_{\text{р нв}}^{\text{эк}}(H_{\text{эн}})$ или $\eta_{\text{р нв}}^{\text{эк}}(H)$ (см. рис. 2.14). Можно рекомендовать и несколько иную последовательность расчета, более трудоемкую, но и более наглядную, связанную с построением функции $F_{\Delta l}^{\lambda}$ в плоскости $H(V)$ или $H(M)$.

Для выбранного λ (в простейших случаях для $\lambda = 1$ и $\lambda = 0$), задаваясь рядом высот и скоростей с шагом ΔV и ΔH , соответствующим требуемой точности расчета, строят зависимость $F_{\Delta l}^{\lambda}(H, V)$ (см. рис. 2.12), а затем — линии равных $F_{\Delta l}^{\lambda} = (F_{\Delta l}^{\lambda})^*$ в плоскости $H(V)$ или $H(M)$ (рис. 2.15). Для скоростных режимов все расчеты ведут при $\eta_{\text{р}} = 1$, для экономических — для нескольких $\eta_{\text{р}}$ в пределах $0,7 \div 1$. Проводим затем в плоскости $H(V)$ линии равных $H_{\text{эн}} = (H_{\text{эн}})^*$ и находим для каждой $H_{\text{эн}}$ наименьший достижимый уровень $F_{\Delta l}^{\lambda}$, как уровень в точке касания кривых $H_{\text{эн}} = \text{const}$ с кривыми $F_{\Delta l}^{\lambda} = \text{const}$.

Линия, соединяющая точки касания, и дает оптимальную программу $V_{\text{нв}}(H)$. Для экономических режимов находим среди кривых $F_{\Delta l}^{\lambda=1}(\eta_{\text{р}})$, касающихся линии данного уровня $(H_{\text{эн}})^*$ ту, которая соответствует наименьшему $F_{\Delta l}^{\lambda}(\eta_{\text{р}})$, а тем самым и $\eta_{\text{р нв}}$.

Указанный метод проще для автоматизации предварительных расчетов, однако сам поиск оптимального режима производится на итоговой диаграмме вручную, тогда как по первому методу требуется поиск экстремума на каждом шаге расчета.

Кроме того, построение в плоскости $H(V)$ не только оптимальных значений $F_{\Delta l, \text{opt}}^{\lambda}$, но и значений $F_{\Delta l}^{\lambda}(H, V)$ для различных H и V , дает возможность определить потери не только при оптимальной, но и при произвольной,

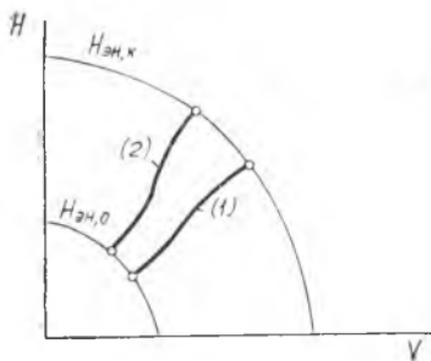


Рис. 2.14. Характер изменения $V_{нв}^\lambda(H)$ для скоростных (1) и экономических (2) режимов полета

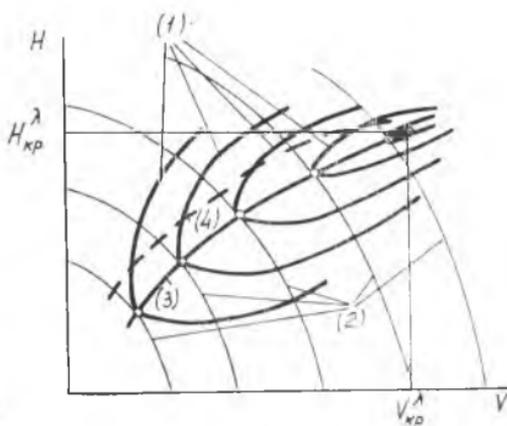


Рис. 2.15. Линии равных $F_{\Delta I}^\lambda$ и построение оптимальной программы $V_{нв}^\lambda(H)$: 1 — линии равных $F_{\Delta I}^\lambda$; 2 — линии равных $H_{эн}$, 3 — оптимальная программа $V_{нв}^\lambda(H)$; 4 — произвольная программа $V(H)$

выбранной из технических или эксплуатационных соображений программе полета. Для этого достаточно провести в плоскости $H(V)$ исследуемую программу $V_{кр}(H)$ и снять вдоль нее значения $F_{\Delta I}^\lambda$ и $H_{эн}$. Построив затем зависимость $F_{\Delta I}^\lambda, \text{прогр}$ (кривая 4 рис. 2.15 и 2 рис. 2.13), выполняем графическое интегрирование. Если линии равных $F_{\Delta I}^\lambda$ в плоскости $H(V)$ даны для $\lambda = 1$ и $\lambda = 0$, то при заданной программе $V_{кр}(H)$ можно аналогичным методом подсчитать отдельно составляющие потерь $\Delta G_{T_{кр}}$ и $\Delta t_{кр}$.

Заметим, что программа $V_{нв}^{\text{скор}}(H)$, обеспечивающая наименьшие потери времени при данном перепаде энергии, вообще говоря, не совпадает с программой $V_{нв}(H)$, наименьшего времени набора заданной энергетической высоты, определенной, например, в работе [1] или [2]. Программа, полученная в этих работах, строится при безусловленной дальности S_k , а программа, найденная из условия минимума потерь, оптимизирует составную траекторию, полная дальность на которой задана.

Так, например, время перехода от энергетической высоты $H_{эн_0}$ к $H_{эн_к}$ при свободных граничных условиях по дальности составит, как это следует из (2.28),

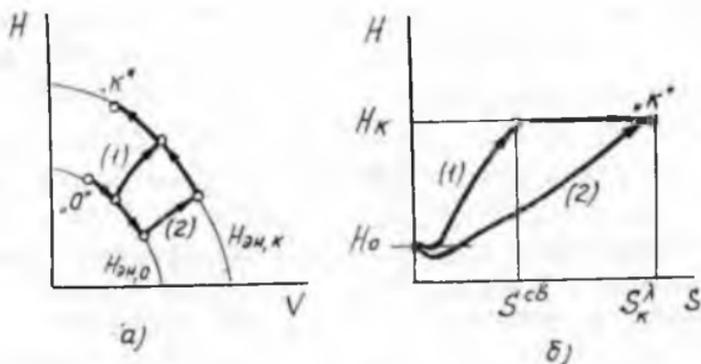


Рис. 2.16. Программа полета $V_{\text{нв}}(H)$ и $H(S)$ при выборе высоты для свободной (1) и обусловленной (2) дальности полета.

$$t_{\text{нб}}^{\text{сб}} = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_к}} \frac{1}{V n_{x_{\text{ГП}}}} dH_{\text{Эн}} = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_к}} \frac{1}{V_y^*} dH_{\text{Эн}}, \quad (2.46)$$

где $V_y^* = \frac{V \Delta P_{\text{ГП}}}{G}$ — вертикальная составляющая скорости, подсчитанная для установившегося набора высоты [1].

Сравнивая это выражение с выражением для потерь времени

$$\Delta t_{\text{пот}}^{\lambda=0} = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_к}} F_{\Delta t}^{\lambda=0} dH_{\text{Эн}} = \int_{H_{\text{Эн}_0}}^{H_{\text{Эн}_к}} \frac{1}{n_x} \left(\frac{1}{V} - \frac{1}{V_{\text{max}}} \right) dH_{\text{Эн}}, \quad (2.47)$$

прямо вытекающим из (2.42) и (2.37), находим, что программа изменения скорости $V_{\text{нб}}^{\text{сб}}(H)$, доставляющая минимум выражению (2.46), смещена по отношению к $V_{\text{нб}}^{\lambda=0}(H)$, найденному из условия минимума (2.37) при $\lambda_{\text{нб}}=0$ или (2.47), в сторону меньших скоростей (рис. 2.16 а), что соответствует при той же тяге $P = P_{\text{расп}} (\eta_P = 1)$ более крутой траектории набора и дальности $S_{\text{к}}^{\text{сб}} < S_{\text{к}}^{\lambda}$. Естественно, время выхода на $H_{\text{Эн}}$ при полете по программе $V_{\text{нб}}^{\text{сб}}(H)$ меньше времени набора по программе $V_{\text{нб}}^{\lambda=1}(H)$, минимизирующей

$\Delta_{\text{пот.}}^{\lambda=0}$. Однако, если учесть, что для выхода на заданную дальность S_k^* при наборе $H_{\text{энк}}$ по программе $V_{\text{нб}}^{\text{сб}}(H)$ придется дополнительно ввести участок горизонтального полета дальностью $S_k^* - S_k^{\text{сб}}$ на $V = V_{\text{max}}$ (рис. 2.16), то полное время достижения заданной дальности S_k^* окажется при наборе высоты с $V_{\text{нб}}^{\text{сб}}(H)$ больше, чем при $V_{\text{нб}}^{\lambda=1}(H)$. Аналогичные соображения справедливы и при сравнении режимов набора высоты с минимальными затратами топлива.

Вернемся к вопросу о построении программы полета $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H)$ и $\eta_{\text{р нб}}^{\lambda}(H)$. Формально, построив зависимости $F_{\Delta l}(H_{\text{эн}}, V)$ (см. рис. (2.12) или (2.15)), можно считать программу $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ или что то же самое $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H)$, найденной так же, как и $\eta_{\text{р}}^{\lambda}(H)$. Возникает, однако, вопрос о реализации найденной оптимальной программы.

В самом деле, если при любой $H_{\text{эн}}$ в диапазоне $H_{\text{эн0}} \leq H_{\text{эн}} \leq H_{\text{энк}}$ окажется возможным выдерживать найденные значения $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ и $\eta_{\text{р}}(H_{\text{эн}})$, то интеграл (2.37) будет минимален.

Что касается программы $\eta_{\text{р}}(H_{\text{эн}})$, то в диапазоне $0 \leq \eta_{\text{р}} \leq 1$ все значения $\eta_{\text{р}}$ можно считать реализуемыми, так как время возможного перехода двигателя с одного режима работы на другой мало по сравнению с временем маневра. Скорость полета, наоборот, меняется сравнительно медленно, и если оптимальная программа $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ содержит разрывы $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}l}^{(-)}) \neq V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}l}^{(+)})$ при каких-то значениях $H_{\text{эн}l}$, то вопрос о сопряжении непрерывных участков программы $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ в точках разрыва должен решаться особо. В то же время при математическом решении задачи минимизации интеграла (2.37) никаких ограничений на производную скорости $\frac{dV}{dt}_{\text{эн}}$ не вводилось, а значит, в принципе, программа $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ может содержать разрывы. Кроме того, нужно учесть, что скорость полета ограничена $V \leq V_{\text{пред.}}$

Рассмотрим возможный характер программы $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H)$ с точки зрения разрывности и ограничений.

Прежде всего программа $V_{\text{нб}}^{\lambda}(H)$ зависит только от выбора λ и характеристик самолета и его силовой установки и не зависит от заданных граничных условий $V_0(H_{\text{эн0}})$

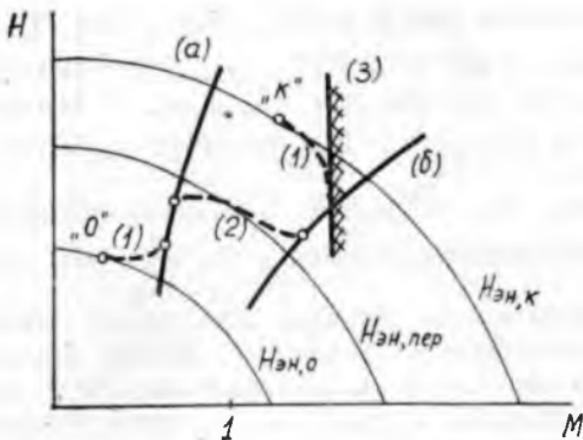


Рис. 2.17. Сопряжение граничных точек (1) дозвукового (а) и сверхзвукового (б) участков оптимальности (2) с учетом ограничений $M \leq M^{\text{пред}}$ (3)

и $V_k(H_{эн,к})$. Другими словами, если множитель λ задан, то для данного самолета может быть построена кривая $V_{нв}^\lambda(H_{эн})$ или $V_{нв}^\lambda(H)$ независимо от конкретных сочетаний начальных и конечных условий по скорости. При этом в общем случае $V_0(H_{эн_0})$ не совпадает с $V_{нв}^\lambda(H_{эн_0})$, а $V_k(H_{эн_к})$ — с $V_{нв}^\lambda(H_{эн_к})$, как это видно на рис. 2.17. Оптимальная программа $V_{нв}^\lambda(H_{эн})$ имеет при $H_{эн_0}$ и $H_{эн_к}$ разрывы, а на реальной траектории им должны соответствовать участки сопряжения.

Второй причиной разрывов $V_{нв}^\lambda(H_{эн})$ является существование на кривых $\frac{F_{\Delta l}^\lambda(V)}{H_{эн}} = H_{эн_i}$ (рис. 2.12) нескольких

локальных экстремумов, а на кривых равных уровней $F_{\Delta l}^{\lambda*} = (F_{\Delta l})_i^*$ (рис. 2.15) — нескольких точек касания с линиями $H_{эн_i}^*$. Эти особенности связаны с характером изменения коэффициента сопротивления C_x в трансзвуковой области. Наиболее характерно существование двух минимумов — дозвукового и сверхзвукового, и, соответственно, двух оптимальных программ — дозвуковой $V_{нв,дз}^\lambda(H_{эн})$ и сверхзвуковой $V_{нв,св}^\lambda(H_{эн})$ (рис. (2.17)).

Если $V_0(H_{эн_0})$ лежит в дозвуковой области, а $V_k(H_{эн_к})$ —

в сверхзвуковой, то истинная оптимальная программа состоит из участков полета на $V_{\text{нв, дз}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ при $H_{\text{эн}} < H_{\text{эн, перех}}$, на $V_{\text{нв, св}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ при $H_{\text{эн}} > H_{\text{эн, перех}}$, и переходу с одной программы на другую при $H_{\text{эн, перех}}$. В реальном полете разрыву $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{эн, перех}})$ соответствует участок сопряжения (рис. 2.17).

Заметим, что появление в минимизируемой функции (2.37) дополнительных членов $q_{\text{кр}}^{\lambda}$ и $\frac{1}{V_{\text{кр}}^{\lambda}}$ по сравнению с задачей оптимизации времени или затрат топлива (2.46) и [2] при свободной дальности может привести к исчезновению на $\lambda = 0$ (скоростные режимы) дозвукового участка оптимальной, а при $\lambda = 1$ — сверхзвукового, даже при существенно нелинейной зависимости $n_{x_{\text{гп}}}(M)$. Однако существование двух наивыгоднейших режимов все же возможно.

Если реальная программа $V(H_{\text{эн}})$ отличается от оптимальной разрывной $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$, то дополнительные потери, связанные с неточностью реализации $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{эн}})$ на участках сопряжения, будут тем меньше, чем ближе действительная программа $V_{\text{сопр}}(H_{\text{эн}})$ будет к мгновенному переходу от $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{эн}}^{-})$ к $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{эн}}^{+})$ в точке разрыва, т. е. чем больше по абсолютной величине (при соответствующем знаке, обеспечивающем переход) будет производная $\frac{dV}{dH_{\text{эн}}}$, равная, как видно из (2.28) и (2.22)

$$\left(\frac{dV}{dH_{\text{эн}}}\right) = \frac{g}{V} \left(1 - \frac{\sin \theta}{n_{x_{\text{гп}}}}\right). \quad (2.48)$$

Если учесть, что угол наклона траектории, который мог бы иметь самолет при наборе высоты с постоянной скоростью, определяется [2]

$$\sin \theta_{\text{уст}} = n_{x_{\text{гп}}}, \quad (2.49)$$

то выражение (2.48) можно записать

$$\frac{dV}{dH_{\text{эн}}} = \frac{g}{V} \left(1 - \frac{\sin \theta}{\sin \theta_{\text{уст}}}\right). \quad (2.48 \text{ а})$$

Другими словами, при данной скорости V , высоте H (а значит и $H_{\text{эн}}$) и режиме работы двигателя величина про-

торможением¹, можно, пользуясь формулами (2.41) ÷ (2.45) и (2.37), оценить дополнительные потери на участках сопряжения $\Delta I_{\text{пот, сопр.}}^{\lambda}$; $\Delta G_{\text{т пот, сопр.}}^{\lambda}$; $\Delta t_{\text{пот, сопр.}}^{\lambda}$; и дальность $S_{\text{сопр}}$, а значит и $S_{\text{нб. полн.}} = S_{\text{нб}} + S_{\text{сопр}}$. Удобно при этом использовать информацию, представленную на рис. 2.15.

Пользуясь графиками (рис. 2.15), можно учесть и ограничения $V = V_{\text{пред}}$. Если $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{э.т}}) > V_{\text{пред.}}(H_{\text{эн}})$, то полет должен происходить вдоль ограничения $V = V_{\text{пред.}}$ вплоть до выхода $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H_{\text{э.н}})$ из области ограничений или до схода с $V_{\text{пред.}}$ для удовлетворения граничных условий. При этом предполагается, что заданные граничные условия сами лежат в допустимой области, иначе задача не имеет смысла. При полете по ограничению также можно найти величину потерь, так как программа $V = V_{\text{пред.}}(H_{\text{эн}})$ известна.

Отложив для найденной дальности $S_{\text{нб. полн.}}$ суммарные потери $\Delta I_{\text{пот}}^{\lambda} + \Delta I_{\text{пот сопр}}^{\lambda}$ (или их составляющие) на диаграмме рис. 2.18 $\Delta I(S_{\text{к}})$ или на обобщенной диаграмме рис. 2.4, можно составить представление о располагаемых значениях времени, о затратах топлива и о дальности рассматриваемого этапа полета.

Величина потерь и пройденная дальность $S_{\text{нб}}$, при изменении уровня энергии от $H_{\text{эн.о}}$ до $H_{\text{эн.к}}$ зависят от перепада $H_{\text{эр.к}} - H_{\text{эн.о}}$, граничных условий (V_0, H_0) и $(V_{\text{к}}, H_{\text{к}})$ и от выбора множителя λ . На скоростных режимах величина затрат топлива больше.

§ 4. Маршрут и профиль полета на заданную дальность. Потери на маневр

Рассмотрев в § 3 методику построения оптимальной программы $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H)$ и $\eta_{\text{р, нв}}^{\lambda}(H)$ на участках полета с переменным уровнем энергии $H_{\text{эн}} \neq 0$, вернемся к вопросу синтеза полной траектории, обеспечивающей выход в требуемое конечное состояние $(V_{\text{к}}^*; H_{\text{к}}^*; S_{\text{к}}^*; \psi_{\text{ск}}^*)$. Поскольку значения S и $\psi_{\text{с}}$ не входят в правые части уравнений движения (2.28), для удобства дальность S вдоль проек-

¹ Возможна и более строгая оптимизация участков сопряжения, однако выигрыш при этом невелик [2].

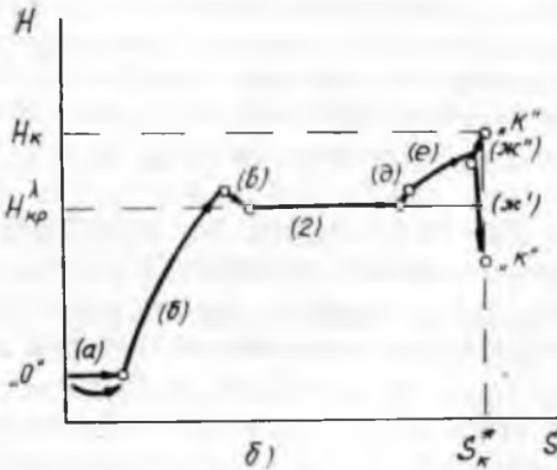
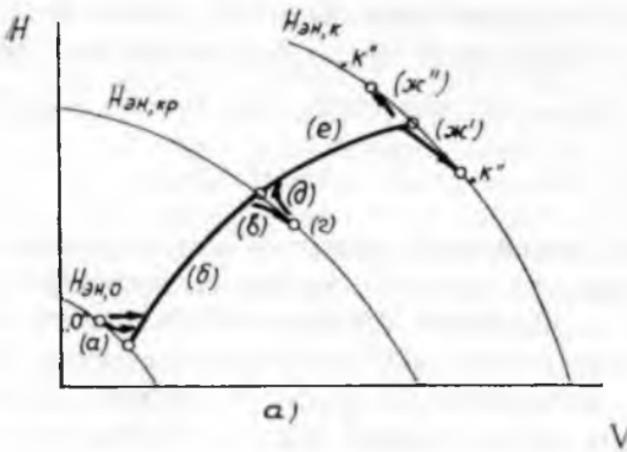


Рис. 2.19.: а—профиль полета в плоскости $H(V)$;
 б—в плоскости $H(S)$ при дальности $S_{к} > S_{кp}^{\lambda}$

ции траектории и угол курса ψ_c отсчитываем от начальных значений, принятых за нулевые, т. е. $S_0 = 0$; $\psi_{c_0} = 0$.

Рассмотрим простейший случай синтеза полной траектории, когда требуемая величина $H_{энк}(V_{к}, H_{к})$ превышает $H_{эн, кp}(H_{кp}; V_{кp})$ на крейсерском режиме $H_{кp}^{\lambda}; V_{кp}^{\lambda}$, а общий уровень энергии на траектории возрастает, т. е.

$$H_{энк} \geq H_{энкp} > H_{эн_0} . \quad (2.51)$$

Пусть заданная дальность S_k^* превышает дальность $S_{\text{нв}}^\lambda(H_{\text{энк}})$, найденную из условия минимума обобщенных потерь $\Delta I_{\text{прям}}^\lambda$ при изменении $H_{\text{эн}}$ от $H_{\text{эн}}$, до $H_{\text{энк}}$.

$$S_k^* \geq S_{\text{нв}}^\lambda(H_{\text{энк}}). \quad (2.52)$$

Любое увеличение дальности S_k^* по сравнению с $S_{\text{нв}}^\lambda(H_{\text{энк}})$ может быть достигнуто с нулевыми потерями. Для этого в общий оптимальный профиль набора высоты с разгоном $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$ достаточно включить участок горизонтального полета на обобщенном крейсерском режиме (для того же значения λ , что и $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$) (см. рис. 2.19).

Таким образом, при выполнении условий (2.51) и (2.52) профиль полета на заданную дальность S_k^* , т. е. характер зависимости $H(S)$ и $V(H)$ соответствует следующей оптимальной последовательности участков (рис. 2.19):

а) разгон на постоянной высоте H_0 (или со снижением, если высота H_0 достаточно велика), от V_0 до $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$, $\eta_P = 1$;

б) набор высоты и разгон по программе $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$ и $\eta_{P \text{ нв}}^\lambda(H)$ до крейсерского значения ($V_{\text{кр}}^\lambda; H_{\text{кр}}^\lambda$), т. е. $H_{\text{нэкр}}^\lambda$;

в) при $V_{\text{кр}}^\lambda(H)$, не лежащем на $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$ — доразгон со снижением $\eta_P = 1$ или торможение с набором высоты (η_P обеспечивает $H_{\text{эн}} = 0$) до $V_{\text{кр}}^\lambda(H_{\text{кр}})$. Заметим, что продолжительность этого этапа, как и этапа (д) невелика, так как крейсерский режим $V_{\text{кр}}^\lambda(H_{\text{кр}})$ обычно близок к $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$, так что выбор программы на участках (в) и (д) слабо влияет на общие характеристики полета;

г) крейсерский горизонтальный (если не учитывать изменения веса самолета, $G = G_{\text{ср}}$) полет на $H_{\text{кр}}; V_{\text{кр}}; \eta_{P \text{ кр}}$, обеспечивающий выход самолета на заданную дальность S_k^* после завершения этапов (с) и (е);

д) участок сопряжения $V_{\text{кр}}^\lambda(H_{\text{кр}})$ и $V_{\text{нв}}^\lambda(H)$ аналогичный участку (в);

е) участок доразгона, точнее, увеличения уровня энергии от $H_{\text{нэкр}}^\lambda(V_{\text{кр}}; H_{\text{кр}})$ до $H_{\text{нк}}(V_{\text{кр}}; H_{\text{кр}})$ при оптимальной программе $V_{\text{нв}}^\lambda(H); \eta_P(H)$, являющийся продолжением участка (б);

ж) участок выхода в заданные граничные условия (V_k, H_k), либо путем интенсивного снижения и разгона (\mathcal{J}'); либо путем торможения с набором высоты (\mathcal{J}''). Выбор η_P соответствует $\eta_P = 1$ при доразгоне и $\eta_P = \eta_{P \text{ гп}}$, что обеспечивает $H_{\text{эн}} \approx 0$ при торможении. Заметим, что такой выбор тяги на режимах сопряжения не является строго оптимальным, однако обеспечивает при расчетах радиуса действия достаточно точную оценку характеристик самолета. В действительном полете выбор η_P на участках сопряжения диктуется удобством пилотирования.

Поскольку указанный профиль набора высоты оптимален для любых $S_k \geq S_{\text{нв}}$ и $H_{\text{эн}k} \geq H_{\text{эн}kP}$, то программа полета в плоскости $H(V)$ или $H(M)$ не зависит от конкретного значения S_k^* и $H_{\text{эн},k}$ и определяется только выбором λ , являясь универсальной базовой программой $V_{\text{баз}}(H)$.

Конкретные граничные условия по S_k^* определяют лишь продолжительность участка крейсерского полета (θ) — $t_{\text{кр}}$, а по $H_{\text{эн}k}$ — выбор точки схода с программы $V_{\text{баз}}(H)$.

Поэтому и потери вдоль базовой траектории $\Delta I_{\text{баз}}^\lambda$ при данном выборе λ могут быть определены один раз, независимо от значений $S_k > S_{\text{нв}}$, правда, без учета потерь на сопряжение (a) и (\mathcal{J}') или (\mathcal{J}''). Аналогично могут быть определены и составляющие потерь $\Delta G_{\text{т баз}}^\lambda$ и $\Delta t_{\text{баз}}^\lambda$. На участках (a) и (\mathcal{J}) потери связаны не с изменением уров-

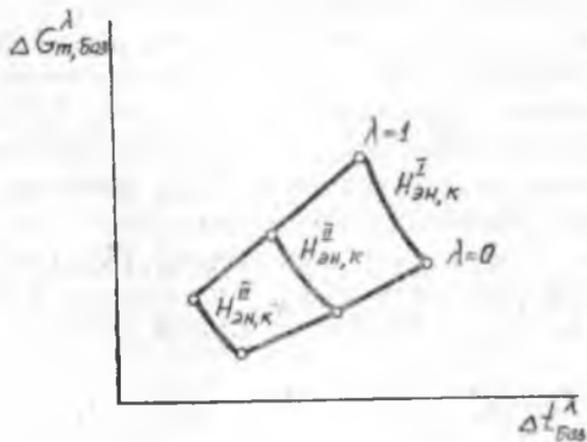


Рис. 2.20. Обобщенный график потерь на изменение уровня энергии

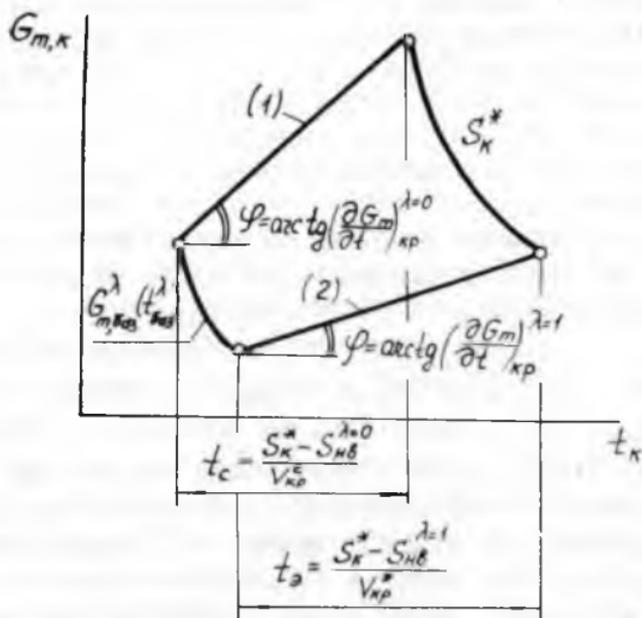


Рис. 2.21. Построение обобщенных операционных характеристик при $S_{\kappa}^* > S_{\kappa\text{в}}^{\lambda}$: 1 — скоростной режим; 2 — экономический режим;

ня энергии, а только с расхождением режимов ($V_{\text{нв}}$; $H_{\text{нв}}$) и ($V_{\text{кр}}$; $H_{\text{кр}}$), и составляют не более 3—5% от общих потерь ΔI^{λ} при выходе с малых V_0 , H на режим максимальной скорости. Поэтому потери $\Delta G_{\text{т баз}}$ и $\Delta t_{\text{баз}}$ достаточно точно характеризуют эксплуатационные возможности самолета. Базовый график затрат для различных λ (в простейшем случае — для $\lambda = 0$ и $\lambda = 1$, рис. 2.20), построенный без учета участка $\mathcal{Ж}$, позволяет приблизительно оценить уровень потерь в зависимости от $H_{\text{энк}}$. Значение $S_{\text{нв}}^{\lambda}$ также зависит при указанном допущении только от $H_{\text{энк}}$. Если учесть, что полный расход топлива $G_{\text{т}}(S_{\kappa}^*)$ и времени $t(S_{\kappa}^*)$ складывается (без учета маневра) из расхода в крейсерском режиме и потерь на изменение уровня энергии, т. е.

$$G_{\text{т}}(S_{\kappa}^*) = G_{\text{т кр}}^{\lambda}(S_{\kappa}^*) + \Delta G_{\text{т баз}}^{\lambda}(H_{\text{энк}}) \quad (2.53)$$

и

$$t(S_{\kappa}^*) = t_{\text{кр}}^{\lambda}(S_{\kappa}^*) + \Delta t_{\text{баз}}^{\lambda}(H_{\text{энк}}), \quad (2.54)$$

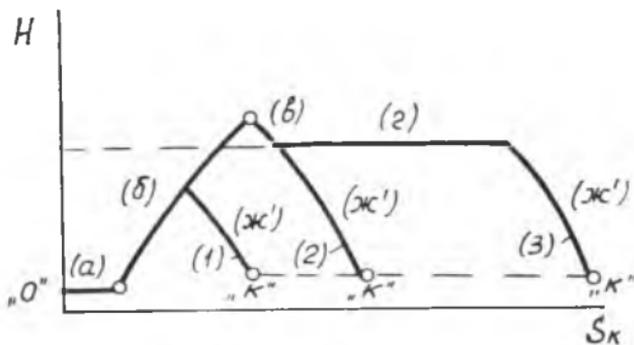


Рис. 2.22. Профиль полета при $H_{энк} < H_{эн,кр}$:
 1 — малые дальности; 2 — характерная переходная дальность; 3 — большие дальности полета

то данные графиков для $G_{ткр}^\lambda(t_{кр}; S)$ (рис. 2.9) и для $\Delta G_{тбаз}^\lambda$; $t_{баз}$; $H_{энк}$ (рис. 2.20) позволяют получить обобщенные операционные характеристики самолета путем сравнительно простых построений (рис. 2.21).

При координатах точек «К», отстоящих от начала полета по прямой (L_k) менее, чем на $S_{нв}^\lambda$, построение оптимальной программы набора высоты при обусловленной дальности несколько отличается от рассмотренного в § 3, однако, достаточно хорошие результаты дает использование исходной базовой программы при выходе в заданную точку по криволинейной траектории, что позволяет получить $S_k = S_{нв}^\lambda$ при $L_k < S_{нв}^\lambda$.

Профиль полета при $H_{энк} < H_{эн,кр}$ отличается от рассмотренного выше. Если $S_k \gg S_{нв}^\lambda(H_{энк})$, то может иметь место выход на крейсерский режим. При малых S_k крейсерский режим не достигается и траектория состоит из участков (а), (б) и (ж') (рис. 2.19), как это видно на рис. 2.22. Уровень $\Delta I_{эн}^\lambda(H_{энк})$ в этом случае зависит и от дальности S_k^* . Определяя при каждой дальности S^* высоту $H_{эн\max}^\lambda$, до которой целесообразно проводить разгон самолета для выхода на $H_{энк}(S_k^*)$, можно найти характерную переходную дальность $S_{перех}$, на которой $H_{эн.перех}^\lambda = H_{эн,кр}$. При дальностях свыше $S_{перех}$ на траектории появляется крейсерский участок.

Профиль полета, описанный выше, позволяет удовлетворить граничным условием по дальности, уровню энергии, высоте и скорости с минимальными суммарными затратами времени и топлива. При этом, однако, не учитываются потери на маневр. Они связаны как с необходимостью создания перегрузки $n_y > 1$ на отдельных участках траектории при полете по профилю (рис. 2.19), так и с удовлетворением граничных условий по углу курса $\Psi_{ск}$.

Рассматривая профиль полета (рис. 2.19) и учитывая, что в соответствии с (2.22)

$$\sin \Theta = \frac{n_{x \text{ гп}}}{\frac{VV'}{g} + 1}, \quad (2.55)$$

где $V' = \frac{dV}{dH}$, видим, что в угловых точках сопряжения участков программы $V_{баз}(H)$ величина V' , а значит и Θ , меняется скачком. Такое мгновенное изменение $\Theta(t)$ практически реализуется лишь приближенно, при маневре с перегрузкой $n_y > 1$. В этом случае

$$\dot{\Theta} = \frac{g}{V} (n_y - \cos \Theta).$$

Из (1.40) следует, что потери энергии на изменения угла Θ при неизменной тяге двигателя определяются соотношением

$$\Delta H_{эн\text{ман}} = \frac{VQ'}{G} (n_y^2 - 1) \quad (2.56)$$

и составят при изменении Θ от Θ_1 до Θ_2

$$\Delta H_{эн\text{ман}}^{\text{верт}} = \frac{V^2}{g} \frac{Q'}{G} \frac{n_y^2 - 1}{n_y - \cos \Theta_{ср}} |(\Theta_2 - \Theta_1)|, \quad (2.57)$$

если считать приближенно $\cos \Theta \simeq \cos \Theta_{ср}$.

Эти потери придется компенсировать на участке полета с $V_{нв}^\lambda(H)$, что приведет к потерям

$$\Delta I_{ман}^\lambda = \Delta H_{эн\text{ман}} \cdot \frac{\delta I_{эн}^\lambda}{\delta H_{эн}}. \quad (2.58)$$

В выражении (2.58) для определения $\frac{\partial I_{\text{эн}}^k}{\partial H_{\text{эн}}}$ используются выведенные ранее соотношения (2.34), причем уровень потерь определяется для $H_{\text{эн}}$ и V в соответствующей угловой точке (рис. 2.19).

Заметим, что можно приближенно оценить средний уровень потерь, если просуммировать требуемое изменение угла Θ вдоль траектории, т. е. во всех угловых точках по абсолютной величине

$$\Delta\Theta_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n |\Delta\Theta_i| \quad (2.59)$$

и оценить потери (2.58) для средних значений $V_{\text{ср}}$ и $H_{\text{эн. ср}}$ в диапазоне $[H_{\text{эн.к}}; H_{\text{эн.н}}]$. Выбор величины перегрузки $n_{\text{у ман}}$ должен обеспечивать сопряжение участков траектории в угловых точках за время, существенно меньшее общего времени движения на каждом из участков, так что обычно программой предусматривается достаточно интенсивный маневр. Затраты на маневр по изменению угла Θ могут достигать 5÷10% общих потерь на изменение уровня энергии.

Затраты на разворот в горизонтальной плоскости определяются формулой, аналогичной (2.57), т. е.

$$\Delta H_{\text{эн ман}}^{\text{гор}} = \frac{V^2}{g} \frac{Q'}{G} \sqrt{(n_y^2 - 1)} |\psi_2 - \psi_1|, \quad (2.60)$$

откуда видно, что начальный разворот на маршруте, обеспечивающий после взлета выход на требуемый курс и проводимый при сравнительно малой скорости полета V_0 , связан обычно с существенно меньшими затратами на разворот, чем маневр при $V = V_{\text{к}}$, так как $V_{\text{к}}^2 \gg V_0^2$.

Если для выполнения задачи полета требуется выход в конечной точке рассматриваемого этапа, т. е. при $L = L_{\text{к}}^*$ на курсовой угол $\psi_{\text{к}}^* \neq 0$, то соотношение (2.60) позволяет рассмотреть вопрос о выборе оптимального маршрута полета [10]. При выборе маршрута нужно учитывать, что граничные условия по дальности оговаривают расстояние до конечной точки этапа по прямой $L_{\text{к}}$, а не вдоль криволинейной траектории $S_{\text{к}}$, и выход в точку $L = L_{\text{к}}$ с $\psi_{\text{к}} \neq 0$ сопряжен с искривлением траектории, а значит, удлинением маршрута (рис. 2.23). При $L_{\text{к}} > S_{\text{нв}}^{\text{к}}(H_{\text{эн.к}})$ удлинение маршрута

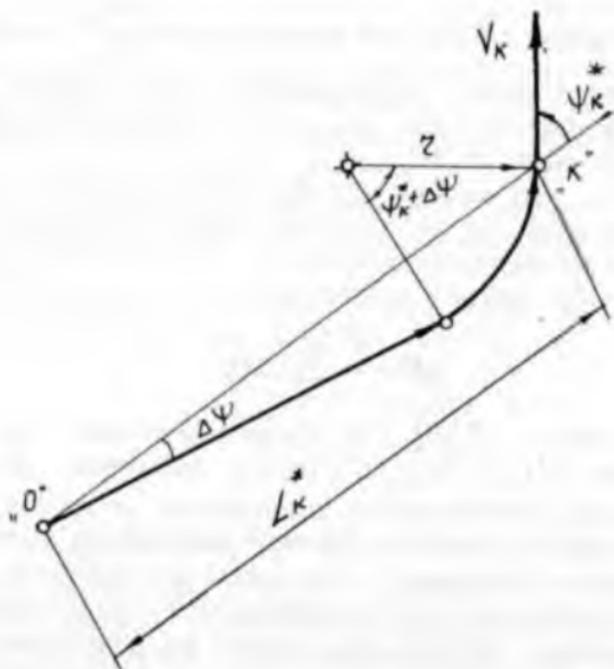


Рис. 2.23. Схема маршрута с конечным разворотом до ψ_k^*

рута проводится за счет крейсерского участка. При радиусе конечного разворота r_k , пренебрегая затратами и радиусом начального разворота $r_1 (t = 0)$, находим из рис. 2.23, что криволинейная дальность связана с расстоянием L_k приближенной зависимостью

$$S_k = L_k + r_k(\psi_k - \sin \psi_k) \quad (2.61)$$

при $r_k \ll L_k$ и ψ_k в радианах для $\psi \leq \pi$.

Поскольку при заданном значении ψ_k потери на конечный разворот $\Delta H_{энман}^{гор}$ так же, как и радиус разворота

$$r_k = \frac{V^2}{g V \frac{n_y^2}{n_y^2} - 1}, \quad (2.62)$$

зависят от выбора n_y , можно рассматривать задачу о наиболее выгодном радиусе конечного разворота с точки зрения затрат $\Delta I_{разв}^\lambda$

$$\Delta I_{разв}^\lambda = \left(\frac{\partial I^\lambda}{\partial S} \right)_{крейс} \cdot (S_k - L_k) + \left(\frac{\partial \Delta I_{прям}^\lambda}{\partial H_{эн}} \right) \Delta H_{энман}^{гор} \quad (2.63)$$

или, раскрывая,

$$\Delta I_{\text{разв}}^{\lambda} = \left(\frac{\partial I^{\lambda}}{\partial S} \right) \frac{V^2}{g} \frac{Q}{G} \sqrt{(n_y^2 - 1)} \psi_k + \left(\frac{\partial \Delta I_{\text{эН}}^{\lambda}}{\partial S} \right)_{\text{крсис}} \times \\ \times \frac{V^2}{g} \frac{1}{\sqrt{n_y^2 - 1}} (\psi_k - \sin \psi_k). \quad (2.64)$$

Перегрузка $n_{y \text{ орт}}$, доставляющая минимум выражению (2.64), является оптимальной при проведении конечного разворота, если она не выходит за пределы $n_{\text{расп. в.}}$. Маршрут полета строится в соответствии с рис. 2.23.

Особенности оценки операционных характеристик самолета при проектировании

§ 1. Оценка характеристик универсальных технических систем на этапе проектирования

Рассмотренные в главе II методы построения маршрута и профиля полета позволяют построить обобщенные характеристики самолета. Однако это связано со значительным объемом расчетов, так как требует варьирования весового множителя затрат λ в пределах от 0 до 1, построения для каждого значения λ своей оптимальной программы $V_{нв}^{\lambda}(H)$ и $\gamma_p^{\lambda}(H)$ и $V_{кр}^{\lambda}(H_{кр})$, расчета участков сопряжения, выбора радиуса разворота r^{λ} и т. п. Если учесть, что любой самолет проектируется для выполнения полета с различными значениями дальности, скорости и высоты, то оказывается, что в полученном многообразии эксплуатационных показателей трудно найти основу для сравнения тех или иных вариантов проектных решений. Если бы речь шла о программировании траектории для выполнения конкретного полета в заданных условиях, то проблемы отбора типичных показателей не возникало бы. Но на этапе проектирования эта проблема актуальна, и без ее разрешения сравнение вариантов технических решений остается интуитивным.

Рассмотрим некоторые особенности оценки характеристик проектируемой технической системы, для которой достаточно широки условия применения и круг решаемых задач. С математической точки зрения такая оценка представляется как проблема минимизации уровня неопределенности и связана с так называемой «теорией выработки решений», развивающейся отраслью прикладной математики. С некоторыми аспектами этой

теории можно ознакомиться в работах [3, 6, 9] и др. Одним из возможных подходов к этой проблеме является метод оптимальных покрытий, изложенный в работе [12]. В элементарном изложении некоторые вопросы, связанные с минимизацией неопределенности, даны в работе [11].

Не вдаваясь в детальное изложение математических аспектов проблемы, используем некоторые исходные принципы, изложенные в перечисленных работах.

Трудность оценки летных характеристик самолета связана с двумя факторами: множественностью формулировок критерия при построении траекторий и большим количеством возможных схем операции.

Разнообразие таких схем может быть сведено к выбору различной последовательности типовых этапов полета.

Множественность критериев обобщенных затрат

$$I = \lambda G_{T,к} + (1 - \lambda)t_k, \quad (3.1)$$

обусловленная изменением λ в пределах от 0 до 1, не проявляется, если задана конкретная дальность на рассматриваемом этапе полета S_k , конкретный уровень расхода топлива $G_{T,к}$ и граничные условия по координатам фазового состояния — H_k , V_k , $\psi_{ск}$ и т. д. В этом случае критерий (3.1) есть, по сути, критерий минимума времени t_k при заданном расходе топлива и дальности, а множитель λ , множитель Лагранжа, при заданных граничных условиях имеет вполне определенное значение [2], и его можно найти, решив краевую задачу.

Иначе обстоит дело, если нас интересует не конкретный полет, а область возможных характеристик самолета. В этом случае нужно варьировать λ во всем интервале $0 \leq \lambda \leq 1$. Такое варьирование сводится к перебору ряда значений λ_i для $0 \leq \lambda_i \leq 1$. Интерес представляет выбор λ_i , их число, шаг, с которым варьируются значения λ_i . Частый перебор λ_i лишает результаты наглядности, отказ от варьирования приводит к неразличимости (при оценке характеристик самолета) таких важных и специфических режимов, как скоростной и экономический. Выбор наилучшего перечня λ_i при варьировании λ связан с оценкой чувствительности критерия к изменению весового множителя.

В простейшем случае, когда критерий имеет вид (3.1) и состоит из двух компонент $G_{T,к}$ и t_k , может быть рекомендован следующий метод оценки чувствительности.

Определим значения составляющих критерия (3.1) при крайних значениях λ , т. е. при $\lambda = 1$ и $\lambda = 0$. Для этого потребуется построить при таких λ оптимальные программы $V_{\text{нв}}^{\lambda=1}(H)$; $\eta_{\text{р нв}}^{\lambda=1}(H)$ и $V_{\text{нв}}^{\lambda=0}(H)$; при $\eta_{\text{р нв}}^{\lambda=0} = 1$. Обобщенный крейсерский режим $V_{\text{кр}}^{\lambda}(H)$, для $\lambda = 1$ совпадает с обычным крейсерским, определенным в работе [2], и соответствует минимуму $q_{\text{км}}(H, V)$ (рис. 2.6, а), а при $\lambda = 0$ отвечает полету на $V = V_{\text{max}}$. Определяя затем уровень составляющих затрат, как это было описано в гл. II, находим соответственно $G_{T,к}^{\lambda=0}$; $t_k^{\lambda=0}$; $G_{T,к}^{\lambda=1}$ и $t_k^{\lambda=1}$. При этом очевидно, что время $t_k^{\lambda=0}$ будет наименьшим из всех t_k^{λ} , которые можно было бы получить, выбрав $0 \leq \lambda \leq 1$. Аналогично значение $G_{T,к}^{\lambda=1}$ — наименьшее из всех $G_{T,к}^{\lambda}$ при любых $0 \leq \lambda \leq 1$, так как безусловный минимум не может быть больше обусловленного дополнительными требованиями. Таким образом

$$t_k^{\lambda=0} = \min_{0 \leq \lambda \leq 1} t_k^{\lambda}(\lambda); \quad (3.2)$$

$$G_{T,к}^{\lambda=1} = \min_{0 \leq \lambda \leq 1} G_{T,к}^{\lambda}(\lambda). \quad (3.3)$$

Оценим теперь дополнительные потери по составляющим затрат, связанные с оптимизацией другой составляющей. При $\lambda = 0$, т. е. учитывая из критерия (3.1) только затраты времени, мы нашли $G_{T,к} = G_{T,к}^{\lambda=0}$. Если бы оптимизировалось не время, а именно затраты топлива, можно было бы достигнуть уровня $G_{T,к}^{\lambda=1}$. Ясно, что безусловная оптимизация времени вызвала дополнительные затраты топлива по сравнению с предельно достижимым уровнем $G_{T,к}^{\lambda=1}$,

$$\Delta \bar{G}_{T,к}^t = \frac{G_{T,к}^{\lambda=0} - G_{T,к}^{\lambda=1}}{G_{T,к}^{\lambda=1}}. \quad (3.4)$$

Аналогично, оптимизируя затраты топлива без учета времени полета ($\lambda = 1$), мы проигрываем во времени по сравнению с предельно достижимым уровнем

$$\Delta \bar{G}_{T,к}^t = \frac{t_k^{\lambda=1} - t_k^{\lambda=0}}{t_k^{\lambda=0}}. \quad (3.5)$$

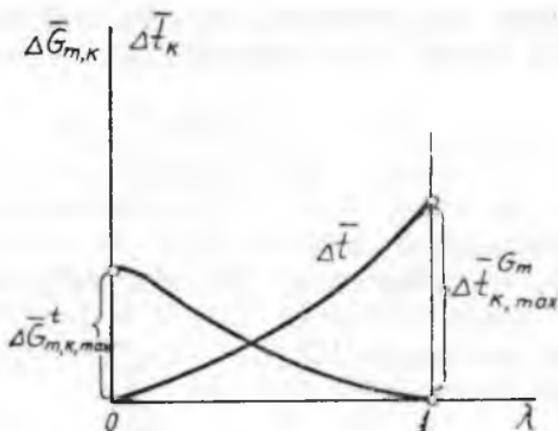


Рис. 3.1. Влияние выбора λ на относительные потери $\Delta \bar{G}_{T,K}$ и $\Delta \bar{t}_K$

Предельные потери $\Delta \bar{G}_{T,K}^t$ и $\Delta \bar{t}_K^G$ могут быть подсчитаны на основе расчета траекторий только для двух значений λ : $\lambda_1 = 0$ и $\lambda_2 = 1$. Если окажется, что при заданной точности оценок δ предельные потери не превышают $(2 \div 3)\delta$, то дальнейший перебор значений λ можно не производить, ограничившись $\lambda_1 = 0$ и $\lambda_2 = 1$ (рис. 3.1). Например, если значение наибольшей из составляющих $\Delta \bar{G}_{T,K}^t$ или $\Delta \bar{t}_K^G$ достигло 15%, то с точностью $5 \div 6\%$ при построении обобщенных операционных характеристик можно ограничиться расчетом траекторий только для $\lambda_1 = 0$ и $\lambda_2 = 1$. При значении наибольшей из составляющих $\Delta \bar{G}_{T,K}^t$ или $\Delta \bar{t}_K^G$, превышающем уровень $(2 \div 3)\delta$, можно исследовать промежуточные значения $0 \leq \lambda_3 \leq 1$. Учитывая, что при отсутствии ограничений первая вариация вблизи оптимума равна нулю, т. е.

$$\left(\frac{\partial \Delta \bar{G}_{T,K}^t}{\partial \lambda} \right)_{\lambda=1} = \left(\frac{\partial \Delta \bar{t}_K^G}{\partial \lambda} \right)_{\lambda=0} = 0, \quad (3.6)$$

можно для построения промежуточного значения λ_3 аппроксимировать действительную зависимость $\Delta \bar{G}_{T,K}^t(\lambda)$ и $\Delta \bar{t}_K^G(\lambda)$ квадратичной

$$\Delta \bar{G}_{T,K}^t = \Delta \bar{G}_{T,K}^t \lambda^2$$

и

$$\Delta \bar{t}_K^G = \Delta \bar{t}_K^G (1 - \lambda)^2. \quad (3.7)$$

Приравнявая эти значения, находим, что если аппроксимация (3.7) близка к фактической зависимости, то при

$$\lambda_3 = \frac{1}{\sqrt{\frac{\Delta \bar{t}_k^{\lambda=1}}{\Delta \bar{G}_{Т,к}^{\lambda=0}} + 1}} \quad (3.8)$$

достигается равенство $\Delta \bar{G}_{Т,к}^{\lambda_3} = \Delta \bar{t}_k^{\lambda_3}$.

Найдя λ_3 по выражению (3.8) для построенных ранее траекторий, соответствующих $\lambda_1 = 0$ и $\lambda_2 = 1$, проводим оптимизацию программы $V_{нв}^{\lambda_3}(H)$; $\eta_{нв}^{\lambda_3}(H)$; $V_{кр}^{\lambda_3}(H_{кр})$ и т. д. и определяем фактические значения

$$\Delta \bar{G}_{Т,к}(\lambda_3) = \frac{G_{Т,к}^{\lambda_3} - G_{Т,к}^{\lambda=1}}{G_{Т,к}^{\lambda=1}} \quad (3.9)$$

и

$$\Delta \bar{t}_k(\lambda_3) = \frac{t_k^{\lambda_3} - t_k^{\lambda=0}}{t_k^{\lambda=0}} \quad (3.10)$$

Сравнивая наибольшее из этих значений с допустимым уровнем ошибок расчета δ , решаем вопрос о необходимости дальнейших уточнений. При $\max[\Delta \bar{G}_{Т,к}^{\lambda_3}; \Delta \bar{t}_k^{\lambda_3}]$, т. е. наибольшим из этих значений, не превышающем $(2 \div 3)\delta$, дальнейшие построения не нужны, и определение области обобщенных летных характеристик проведено с достаточной степенью точности по трем характерным траекториям -- при $\lambda = 0$; $\lambda = 1$ и $\lambda = \lambda_3$. При больших отклонениях целесообразно выбрать еще промежуточные λ_4 и λ_5 в диапазонах $0 \leq \lambda_4 \leq \lambda_3$ и $\lambda_3 \leq \lambda_5 \leq 1$. Можно выбирать средние значения.

Отметим, что приведенные рассуждения о точности построения области обобщенных характеристик, подобной рис. 2.4 (а) или (б), справедливы только при $G_{Т,к}^{\lambda=0}(S_k^*) \leq \bar{G}_T^*$, т. е. при достаточном для реализации скоростных режимов запасе топлива на борту. При $G_{Т,к}^{\lambda=0}(S_k^*) > \bar{G}_T^*$ в предшествующих выкладках следует определять

$$\Delta \bar{G}_{Т,к}^{прел} = \frac{\bar{G}_T^* - G_{Т,к}^{\lambda=1}}{G_{Т,к}^{\lambda=1}}$$

т. е. уровень превышения располагаемого ресурса топлива \bar{G}_T^* над минимально необходимым на экономическом режиме

полета. Оценка точности построения границ области обобщенных характеристик проводится в этом случае для $\Delta \bar{G}_{T,k}^{\text{пред}}$.

При $\max [\Delta \bar{G}_{T,k}^{\text{пред}}; \Delta \bar{t}_k^{\lambda=1}] \leq (2 \div 3) \delta$ экономическая и предельная по топливу траектории неразличимы. При больших различиях экономической и предельной по топливу программ находим, исходя из аппроксимаций (3.7), приближенное значение $\lambda_{\text{пред}}$, при котором на оптимальной траектории достигается $G_T^{\lambda} = G_T^*$

$$\lambda_{\text{пред}} = 1 - \sqrt{\frac{G_T}{G_T^{\lambda=0}}} \quad (3.11)$$

Проведя расчет для $\lambda_{\text{пред}}$, можно найти и дальность $S_k^{\lambda_{\text{пред}}} = S_k(G_T^*)$ и время $t_k^{\lambda_{\text{пред}}} = \min t_k(S_k^*; G_T^*)$. При необходимости могут быть выполнены дальнейшие уточнения при λ_i , лежащих в диапазоне $\lambda_{\text{пред}} \leq \lambda_i \leq 1$, и уточнено, если это необходимо, само значение $\lambda_{\text{пред}}$. Последнее может потребоваться, если найденное в первом приближении значение $\lambda_{\text{пред}}$ даст при расчете оптимальной траектории значение $G_{T,k}^{\lambda_{\text{пред}}}$, отличающееся от G_T^* более, чем на δ , т. е.

$$\left| \frac{G_{T,k}^{\lambda_{\text{пред}}} - G_T^*}{G_T^*} \right| > \delta.$$

Это означает, что аппроксимация (3.7) неточна. Аппроксимацию второго приближения можно выполнить с помощью полиномов более высокого порядка, уже по трем точкам $\lambda_1 = 0$; $\lambda_2 = 1$ и $\lambda = \lambda_{\text{пред}}$. Аналогично, если в первом приближении при $\lambda = \lambda_3^{(1)}$, найденном по (3.7), значения $\Delta \bar{G}_{T,k}$ и $\Delta \bar{t}_k$ будут отличаться друг от друга более, чем на δ , возможна более точная аппроксимация зависимости $\Delta G_{T,k}^{\lambda}(\lambda)$ и $\Delta t_k^{\lambda}(\lambda)$ по трем точкам $\lambda_1 = 0$; $\lambda_2 = 1$ и $\lambda = \lambda_3$, где поиск промежуточных i может производиться и графически, когда вместо аппроксимирующих полиномов через точки $\Delta \bar{G}_{T,k}^{\lambda}$ и $\Delta \bar{t}_k^{\lambda}$ соответствующие $\lambda_1 = 0$, $\lambda_2 = 1$ и $\lambda = \lambda_3$ или $\lambda_{\text{пред}}$, проводятся плавные кривые (рис 3.2, а, б).

Заметим в заключение, что при анализе влияния выбора значений λ на точность построения операционных характеристик самолета можно рассмотреть отдельно влияние отдельных компонентов программы набора. Как показано в гл. II, программа полета при изменении уровня энергии

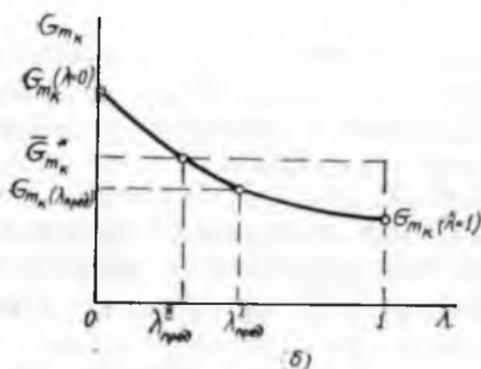
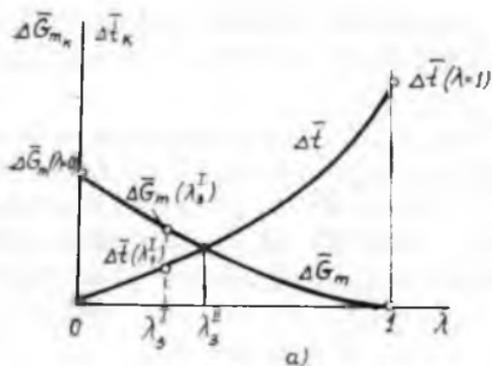


Рис. 3.2. Графическое уточнение значений λ_3 (а) и $\lambda_{пред}$ (б)

включает закон изменения скорости (числа M) по высоте $V_{нв}^\lambda(H)$, закон изменения тяги $\eta_{P,нв}^\lambda(H)$ и определение момента включения форсажа $t_{о,ф}$ (если форсажный режим возможен).

Найдя при $\lambda_1=0$ и $\lambda_2=1$ программы $V_{нв}^{\lambda=0}(H)$; $\eta_{P,нв}^{\lambda=0}(H) V_{нв}^{\lambda=1}(H)$ и $\eta_{P,нв}^{\lambda=1}(H)$ и т. д. можно провести расчет составляющих затрат, меняя только один из компонентов.

Если при этом окажется, что при неизменной программе управления двигателем переход от $V_{нв}^{\lambda=1}$ к $V_{нв}^{\lambda=0}$ слабо влияет на уровень затрат, т. е.

$$\Delta \bar{G}_{T,к}^{\lambda=1} [V_{нв}^{\lambda=0}(H)] \leq (2 \div 3) \delta \quad (3.12)$$

и

$$\Delta \bar{t}_{к}^{\lambda=0} [V_{нв}^{\lambda=1}(H)] \leq (2 \div 3) \delta,$$

то можно проводить последующие расчеты для единой программы $\bar{V}_{нв}(H)$, лежащей между $V_{нв}^{\lambda=1}(H)$ и $V_{нв}^{\lambda=0}(H)$ и построенной из условий простоты управления. Такая программа может строиться, например, как сочетание участков полета с $V = \text{const}$ (или $M = \text{const}$) и $\frac{\rho V^2}{2} = \text{const}$ (или индикаторная скорость $V_i = \text{const}$) и участков сопряжения на постоянной высоте (рис. 3.3).

Расчеты, проведенные для типичного скоростного самолета [6], показывают, что такая унификация программы $\bar{V}_{нв}(H)$ и для скоростных и для экономических режимов не приводит к потерям по составляющим затрат свыше 3—6%. Аналогично может быть унифицирована программа

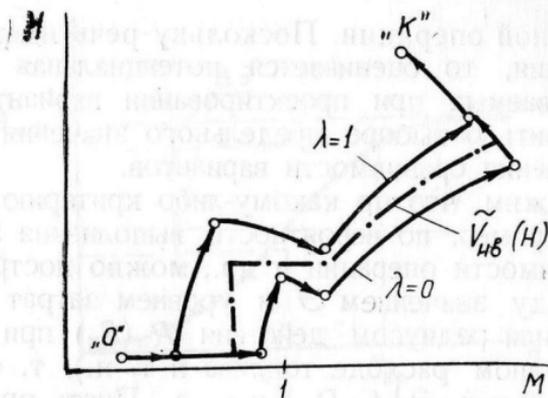


Рис. 3.3. Построение программы $V_{нв}(H)$, нечувствительной к выбору λ

$\eta_{P,нв}^\lambda(H)$. Здесь, как правило, для скоростного самолета можно использовать без особых потерь программу $\eta_P(H) = 1$ и для скоростных, и для экономических режимов.

Момент включения форсажа, наоборот, существенно влияет на уровень затрат топлива и времени и различен для разных сочетаний требуемой дальности S_k^* и времени t_k^* при ограниченном расходе топлива \bar{G}_T^* .

§ 2. Рациональный выбор программы полета при сравнении проектировочных решений

В § I были рассмотрены вопросы о необходимой точности выбора критерия I и о построении требуемого ряда множителей λ_i для достаточно точной оценки границ области обобщенных операционных характеристик связывающих $G_{T,k}$; t_k и дальность полета S_k на рассматриваемом этапе. Аналогичные соображения могут быть приведены и при исследовании вопроса о требуемой точности соблюдения программы полета. Однако критерием здесь является уже не требуемая точность расчета δ , а допустимый уровень потерь Δ по составляющим затрат $G_{T,k}$ и t_k или по дальности S_k . Величины Δ и δ различны, хотя и связаны между собой. В самом деле, допустимый уровень потерь Δ обусловлен соображениями эффективности выпол-

нения заданной операции. Поскольку речь идет об этапе проектирования, то оценивается потенциальная эффективность сравниваемых при проектировании вариантов. Здесь можно говорить о выборе предельного значения Δ из условия сохранения сравнимости вариантов.

Предположим, что по какому-либо критерию эффективности \mathcal{E} , например, по вероятности выполнения задачи полета, по стоимости операции и др., можно построить взаимосвязь между значением \mathcal{E} и уровнем затрат I топлива и времени (или радиусом действия $R_d(S_k)$ при заданном времени и полном расходе топлива и т. п.), т. е. определить $\mathcal{E}\{I, S_k\}$ или $\mathcal{E}\{t, R_d\}$ и т. д. Пусть при проектировании сравниваются варианты технических решений, которые обозначим α_I и α_{II} . Для каждого из вариантов устанавливается своя зависимость эффективности от уровня затрат $\mathcal{E} = \mathcal{E}\{I; S_k; \alpha\}$ т. п.

Тогда принцип сравнимости можно сформулировать так: если варианты α_I и α_{II} различимы по эффективности, когда один из них превосходит другой более чем на $\Delta\mathcal{E}$, т. е.

$$|\mathcal{E}\{\alpha_I\} - \mathcal{E}\{\alpha_{II}\}| \geq \Delta\mathcal{E}, \quad (3.13)$$

то для сравнения проектных вариантов эффективность каждого из них, оцениваемая при расчетах $\bar{\mathcal{E}}\{\alpha\}$, должна отличаться от предельно достижимой для этого варианта $\mathcal{E}_{\max}\{\alpha\}$ не более, чем на $\Delta\mathcal{E}$, т. е.,

$$\mathcal{E}_{\max}\{\alpha\} - \bar{\mathcal{E}}\{\alpha\} \leq \Delta\mathcal{E}. \quad (3.14)$$

Иными словами, для данного варианта α_I (данного конкретного значения энерговооруженности, нагрузки на крыло и т. д.) можно было бы при оптимальном программировании операции, при использовании всех возможностей самолета и точных расчетах получить оценку эффективности при данном уровне затрат $\mathcal{E}_{\max}\{\alpha_I\}$. В действительности при расчетах вследствие упрощения программы полета, использования приближенной оптимизации вместо точной, а также из-за ошибок управления получена эффективность $\bar{\mathcal{E}}\{\alpha_I\}$. Тогда для того, чтобы с достоверностью судить, лучше или хуже вариант α_I , чем какой-либо другой α_{II} , нужно чтобы для этого второго варианта значение эффективности $\bar{\mathcal{E}}\{\alpha_{II}\}$ (также получаемое из расчетов) отличалось от $\bar{\mathcal{E}}\{\alpha_I\}$ более чем на $\Delta\mathcal{E} = \mathcal{E}_{\max}\{\alpha_i\} - \bar{\mathcal{E}}\{\alpha_i\}$.

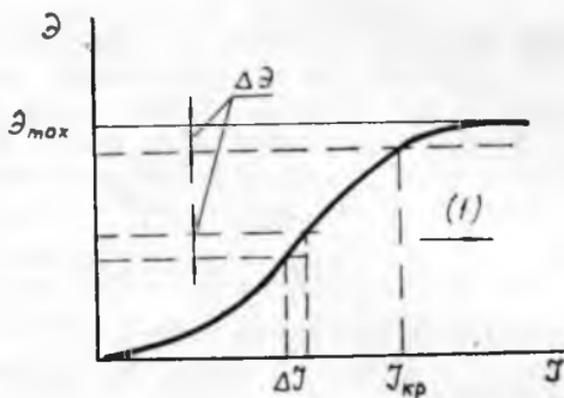


Рис. 3.4. Характер зависимости показателя эффективности от уровня допустимых затрат на полет, I — область «насыщения»

Если это условие не соблюдается, преимущество одного из вариантов α_1 или α_{11} , оцениваемое по рассчитываемой эффективности \mathcal{E} , следует считать кажущимся.

Зная зависимость $\mathcal{E} \{I^*; \alpha \dots\}$, можно, задав $\Delta \mathcal{E}^{\text{пред}}$ как одно из технических условий при проектировании, найти допустимый уровень ΔI , т. е. уровень допустимых отклонений затрат от оптимальных для данного варианта

$$\Delta I^{\text{пред}} = \frac{1}{\left(\frac{\partial \mathcal{E}}{\partial I}\right)_{\alpha}} \cdot \Delta \mathcal{E}^{\text{пред}}. \quad (3.15)$$

Отметим, что для многих операций зависимость $\mathcal{E} \{I\}$ имеет характер, представленный на рис. 3.4, когда при $I > I_{\text{кр}}$ достигается «насыщение», и дальнейший рост затрат практически не увеличивает эффективность. Ясно, что при $I > I_{\text{кр}}$ допустимы достаточно большие значения ΔI , если только их выбор не выводит систему из «области насыщения».

Так, если время, которое можно затратить на выполнение операции больше времени полета на экономическом режиме, то возможен выбор более простой программы. Говорят, что критерий эффективности в этом случае «некритичен» по времени. Аналогичная ситуация может быть и по затратам топлива.

Если допустимые отклонения от предельных значений затрат $\Delta I^{\text{пред}}$ найдены, то можно рассмотреть воп-

рос о рациональном формировании траектории. Будем называть рациональной такую программу полета, для которой известно, что уровень затрат при заданных граничных условиях гарантированно или с достаточно высокой вероятностью отличается от наименьшего достижимого уровня не более, чем на $\Delta_I^{\text{пред}}$, т. е.

$$I \{u_r; \alpha_i; \xi\} - I \{u_{\text{opt}}; \alpha_i; \xi\} \leq \Delta_I^{\text{пред}}, \quad (3.16)$$

где u_r — рациональная программа полета; u_{opt} — оптимальная программа; α_i — вариант технического решения; — условия полета.

Сама рациональная программа может при этом в отдельные моменты времени отличаться от оптимальной довольно значительно.

Если оптимальная траектория только одна, то рациональных — множество, и речь идет не о том, чтобы построить их все, а о том, чтобы найти какую-то одну, удовлетворяющую дополнительным требованиям простоты управления, безопасности и т. д.

Попутно решается вопрос и о требуемой точности расчетов, связанных с определением эффективности при проектировании. В самом деле, неточность расчета δ — один из источников того, что фактическая траектория, программа которой построена на основе таких расчетов, окажется не оптимальной. Поскольку заведомо есть и другие источники, можно с уверенностью сказать, что при δ_I в три—пять раз меньшем $\Delta_I^{\text{пред}}$, ошибками расчета можно пренебречь и дальнейшее уточнение расчетов, т. е. уменьшение δ_I , не дает существенного выигрыша. При случайных ошибках можно даже оценить количественно возможный вклад методических погрешностей расчета в общий уровень $\Delta_I^{\text{пред}}$. Уменьшение δ_I от 50 до 30% $\Delta_I^{\text{пред}}$ приведет к уточнению результатов примерно на 15%, дополнительное уточнение от 30 до 20% еще на 5%, а от 20% $\Delta_I^{\text{пред}}$ до 10% — даст дополнительно всего 3%. Дальнейшее уточнение δ_I сверх 10% от $\Delta_I^{\text{пред}}$ практически не дает результата.

Переход к рациональным программам полета и, соответственно, к рациональным при данных условиях траекториям и схемам проведения операции позволяет упростить процедуру сравнения вариантов при проектировании. Если отбор тех или иных вариантов проектных

решений проводится на основе сравнения эффективности для этих вариантов, то летные характеристики самолета могут определяться на основе расчета рациональной для каждого варианта траектории и схемы полета. На первый взгляд сравнение на рациональных траекториях не дает ничего нового по отношению к сравнению на оптимальных траекториях. Чтобы узнать рациональна ли данная траектория, надо в соответствии с (3.16) сравнить ее с оптимальной для того же варианта α_i при тех же условиях, т. е. найти эту оптимальную траекторию.

Однако можно убедиться в «рациональности» какой-либо программы или схемы полета, и не строя каждый раз точной оптимальной. Нужно учесть, что сравнение можно производить и не с оптимальным уровнем затрат, найденным при данном сочетании граничных условий, весового множителя λ и т. д., а с наименьшим достижимым уровнем затрат. Если найден уровень затрат топлива $\hat{G}_{T,k}$, заведомо наименьший при тех или иных условиях, т. е.

$$\hat{G}_{T,k} \leq \min_u G_{T,k} \{u; \alpha_i; \xi; x_k^*\}, \quad (3.17)$$

(здесь u — программа полета, α_i — обозначение сравниваемого варианта, x_k^* — граничные условия и ξ — условия полета), то при

$$G_{T,k} \{u_r; \alpha_i; x_k^*; \xi\} - \hat{G}_{T,k} \leq \Delta_{G_T}^{\text{плед}} \quad (3.18)$$

программа u_r заведомо является рациональной по топливу, хотя сравнение (3.18) проводится и не с точным оптимальным решением. Задача состоит, таким образом, в том, чтобы найти предельно достижимый уровень составляющих затрат $\hat{G}_{T,k}$ и \hat{t}_k , для которых заведомо выполнялось бы неравенство (3.17) или, как говорят, найти **нижнюю грань** функционала затрат. Она и будет эталоном при определении рациональности.

Построение нижней грани не требует многократной оптимизации траектории. Как показано в гл. II, наименьшее значение затрат топлива обеспечивается на экономических режимах при $\lambda = 1$, наименьшее время — при $\lambda = 0$, т. е. на скоростных режимах. Значит

$$\hat{G}_{T, k} \{S_k^*; V_k^*; H_k^*\} = G_{T, k}^{\lambda=1} \{S_k^*; V_k^*; H_k^*\}$$

и

$$\hat{t}_k \{S_k^*; V_k^*; H_k^*\} = t_k^{\lambda=0} \{S_k^*; V_k^*; H_k^*\}.$$

Отсюда следует, что траектория $\bar{x}(\bar{u})$ рациональна по времени полета, если для нее соблюдается неравенство

$$t_k \{\bar{u}\} - t_k^{\lambda=0} \leq \Delta_t \text{ или } t_k \{\bar{u}\} - t_k^{\lambda_{\text{пред}}} \leq \Delta_t \quad (3.19)$$

и по топливу при

$$G_{T, k} \{\bar{u}\} - G_{T, k}^{\lambda=1} \leq \Delta_{G_T}. \quad (3.20)$$

Построив обобщенные операционные характеристики самолета при $\lambda=0$ или $\lambda=\lambda_{\text{пред}}$, если скоростные режимы органичены и $\lambda=1$, мы получим эталон для оценки неоптимальной траектории или схемы полета $\bar{x}(\bar{u})$, выбранной по тактическим, эксплуатационным соображениям, с учетом простоты управления и др.

Расчеты, проведенные для таких упрощенных схем полета, могут служить основой для сравнения вариантов, если для них выполняются условия (3.19) и (3.20).

В ряде случаев построение нижней грани $\hat{G}_{T, k}$ и \hat{t}_k можно упростить. Учет сопряжений оптимальной программы $V_{\text{нв}}^{\lambda}(H)$, связанных с разрывностью $\Theta(H)$, $\Psi_c(H)$, $V(H)$ в граничных точках или в точках перехода с режима на режим, увеличивает уровень затрат на траектории.

В самом деле, как показано в гл. II, на экономическом режиме

$$G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1}(S_k^*) \leq G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1} + \Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}(H_{\text{э. н. к}}), \quad (3.21)$$

так как при $H_{\text{эн, к}} > H_{\text{эн, о}}$ $\Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1} > 0$.

Далее

$$\begin{aligned} & G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1}(S_k^*) + \Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}(H_{\text{эн, к}}^*) \leq \\ & \leq G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1}(S_k^*) + \Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}(H_{\text{эн, к}}^*) + \Delta G_{T, \text{ман}}, \quad (3.22) \end{aligned}$$

так как

$$\Delta G_{T, \text{ман}}(\theta_0; \theta_k; \psi_0; \psi_k) > 0.$$

Аналогичные неравенства справедливы и для времени полета на скоростных режимах.

Тогда при $\frac{\Delta G_{T, \text{ман}}}{G_{T, \text{к}}^{\lambda=1}} \ll \Delta G_T^{\text{пред}}$ в качестве эталона для оценки близости реальной траектории к оптимальной по топливу можно использовать уравнение

$$\hat{G}_{T, \text{к}} = G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1}(S_{\text{к}}^*) + \Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}(H_{\text{эн,к}}^*). \quad (3.23)$$

Эталон $\hat{G}_{T, \text{к}}$ в этом случае зависит от $S_{\text{к}}^*$; $H_{\text{эн,к}}^*$, но не от граничных условий по $\Theta_{\text{к}}$ и $\psi_{\text{к}}$, т. е. является универсальным для ряда траекторий и схем полета, различающихся по этим условиям.

Если и для $\Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}$ справедливо неравенство

$$\frac{\Delta G_{T, \text{прям}}^{\lambda=1}(H_{\text{эн,к}}^*)}{G_{T, \text{к}}^{\lambda=1}} \ll \Delta G_T^{\text{пред}}$$

то для сравнения можно пользоваться эталоном

$$\hat{G}_{T, \text{к}} = G_{T, \text{крейс}}^{\lambda=1}(S_{\text{к}}^*),$$

и значения $H_{\text{к}}^*$ и $V_{\text{к}}^*$ не оказывают влияния на $\hat{G}_T(S_{\text{к}}^*)$

Последнее справедливо, однако только для самолетов, у которых уровень затрат энергии в крейсерском полете существенно превышает затраты энергии на набор и разгон, т. е.

$$\frac{S_{\text{к}}^*}{K_{\text{крейс}}} \gg H_{\text{эн,к}}^*. \quad (3.24)$$

Если это условие выполняется с точностью до $\Delta l^{\text{пред}}$, т. е.

$$\frac{H_{\text{эн,к}}^* \cdot K_{\text{крейс}}}{S_{\text{к}}^*} \leq \Delta l^{\text{пред}}, \quad (3.25)$$

то оценка и сравнение вариантов при проектировании может проводиться на основе сравнения дальности в крейсерском полете, как это принято в [4].

При этом можно не учитывать такие второстепенные факторы, как затраты топлива на земле до взлета, при

ожидании над аэродромом перед посадкой и т. д., если только уровень этих затрат существенно меньше $\Delta I^{\text{пред}}$.

Все указанные соображения справедливы и при оценке времени полета.

Следовательно, основой для сравнения тех или иных вариантов при проектировании служат характеристики экономического и скоростного режимов. Если оказывается, что для множества возможных операций дополнительные затраты на маневр $\Delta \bar{G}_{T, \text{ман}}$ малы по сравнению с $\Delta I^{\text{пред}}$, то предельные характеристики определяются без учета этих затрат. Если же малы и затраты на изменение уровня энергии, т. е. выполняется неравенство (3.25), то основой для сравнения становится обобщенный крейсерский режим.

Различимость крейсерского и экономического режимов сохраняется, если при $\lambda = \lambda_3$ (см. § 1) наибольшее из значений $\Delta \bar{G}_{T, \text{к}}^{\lambda_3}$ или $\Delta \bar{I}_{\text{к}}^{\lambda_3}$ превышает $\Delta I^{\text{пред}}$.

§ 3. Приближенная оценка операционных характеристик самолета

Учитывая соображения, высказанные в § 1 и 2, можно заключить, что на этапе проектирования летные характеристики самолета могут оцениваться приближенно на основе расчетов, проведенных для некоторых типовых схем и программ полета, если только эти схемы и программы можно считать рациональными.

Практически это означает, что для рассматриваемого варианта должен исследоваться набор типовых траекторий, различающихся выбором режима крейсерского полета на участках, где отсутствуют операционные ограничения, и момента включения форсажа на этапе набора высоты с разгоном. При этом для скоростных режимов форсаж включается настолько рано, насколько это позволяет запас топлива, для экономических — лишь для конечного доразгона, если он необходим.

Крейсерский режим также соответствует полету с $V = V_{\text{max}}$ (если топлива достаточно, то $V = V_{\text{max. ф}}$) либо полету с наименьшим $q_{\text{км}}$.

Если затраты на маневр невелики и неравенство $\Delta \bar{G}_{T, \text{ман}} \leq \Delta \bar{G}_{T, \text{к}}^{\lambda_3}$ выполняется, то определение типовых операционных

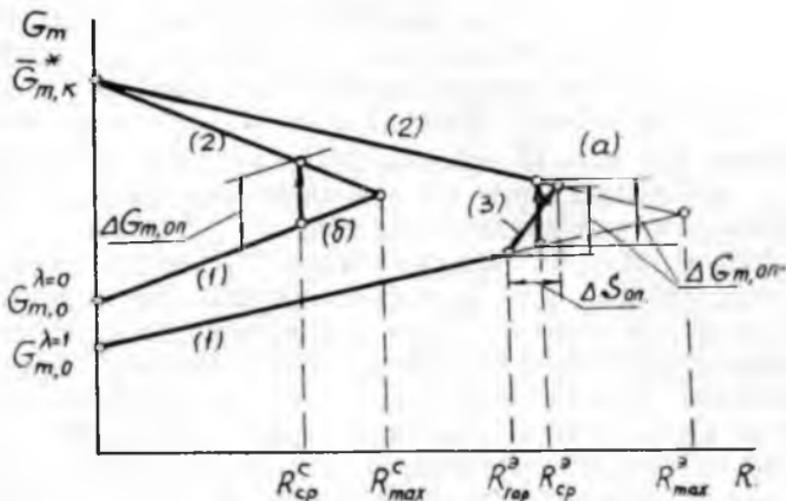


Рис. 3.5. Схема приближенного построения радиуса действия: а — экономический режим; б — скоростной режим; 1 — прямой; 2 — обратный участок полета; 3 — операционный этап

показателей можно проводить с помощью наглядных графических построений.

Расчет для унифицированной программы $\bar{V}_{нв}(H)$ и $\bar{\eta}_{P, нв}(H) = 1$, характеристики затрат на изменение уровня энергии в зависимости от уровня $H_{эн,к}$, т. е. $\Delta \bar{G}_{T, прям}$ и $\Delta \bar{t}_{прям}$ для двух вариантов выбора момента включения форсажа, соответствующих $\lambda = 1$ и $\lambda = \lambda_{пред}$ из условия $G_{T,к} = \bar{G}_T^*$, как это указано в § 1, $t_{о,ф}^{\lambda=1}$ и $t_{о,ф}^{\lambda_{пред}}$, в качестве начальных для расчета крейсерского режима (рис. 3.5) принимаем значения

$$G_{m_0} = \bar{G}_T^* - \Delta G_{T, прям} - G_{T, вл}; \quad (3.26)$$

$$t_0 = \Delta t_{прям} + t_{в}. \quad (3.27)$$

Значение $G_{T, вл}$, т. е. затраты топлива на «рулежку», взлет, посадку, ожидание над аэродромом и т. д., а также навигационный запас топлива определяют из практики эксплуатации самолетов исследуемого типа. В первом приближении $G_{T, вл} = 0,1 \bar{G}_T^*$ [5]. Значение $t_{в}$ учитывает затраты времени только на взлет, так как время возвращения самолета после операции обычно не лимитировано.

Строя график $G_{T,кр}(S_{кр}^*)$ для скоростного ($\lambda = 0$, $M_{кр} = M_{max}$) и экономического ($\lambda = 1$; $M_{кр}$ и $H_{кр}$ соответствует $q_{км, min}$) крейсерских режимов на прямом (линия (1) рис. 3.5) и обратном (линия (2) рис. 3.5) участках полета, находим для $G_{кр} = \bar{G}_{кр}$ предельный радиус действия самолета R_{max} при возвращении на исходный аэродром и нулевой протяженности операционного этапа.

Фактически на операционном этапе расходуется топливо $\Delta G_{т, оп}$, а дальность и направление полета, как и угол курса в момент окончания операции, являются неопределенными факторами. Если считать среднюю дальность равной нулю, поскольку направление полета может с одинаковой вероятностью соответствовать и уходу от исходного аэродрома и приближению к нему, то можно найти среднее значение радиуса действия $R_{ср}$, вписав значение $\Delta G_{т, оп}$ между прямыми $G_{т, кр}(S)$ для прямого и обратного участков полета.

Если нас интересует гарантированный радиус действия, то его можно определить, предположив, что в наихудшем случае за время операции самолет удалится от исходного аэродрома с $V = V_{оп}$ на дальность

$$\Delta S_{оп} = V_{оп} \cdot \Delta t_{оп}. \quad (3.28)$$

Соединив участки прямого и обратного крейсерского режима наклонной линией, соответствующей $\Delta G_{т, оп}$ и $\Delta S_{оп}$ (линия (3) рис. 3.5), найдем, таким образом, $R_{гар}$.

При необходимости можно учесть различие веса самолета на прямом и обратном крейсерском участках.

Если выполнение задачи связано с достаточно длительным полетом на режиме, отличном от крейсерского (например, на малой высоте [6, 9]), то в график (рис. 3.5) включаются участки с $\frac{dG_{т}}{dS} = q_{км}(H_{об}; M_{об})$ ($H_{об}$ и $M_{об}$ — значения высоты и числа M на таких обусловленных участках). Вводятся и дополнительные участки снижения $\Delta S_{сн} = K \Delta H_{эн}$, на которых дальность $\Delta S_{сн}$ достигается без дополнительных затрат топлива, и участки набора высоты, если они предусмотрены схемой полета.

При малых радиусах действия и скоростных режимах полета выходу на операционный участок может предшествовать доворот по курсу $\Delta \psi_{кр}$, существенный с точки зрения затрат топлива, $\Delta G_{т, мин}$, что нужно учитывать для $\Delta G_{т, мин}(\Delta \psi_{кр}) > \Delta G_{т, пред}$.

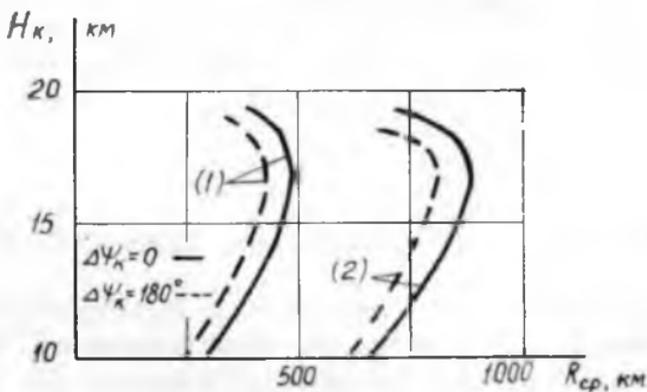


Рис. 3.6. Радиус действия типичного скоростного самолета (пример): 1 — скоростные режимы; 2 — экономические режимы

На графиках (рис. 3.5), построенных для экономического и скоростного режимов, может быть показана разметка времени. Отсчет времени начинается с $t_0 = \Delta t_{\text{прям}} + t_b$, а затем время выхода на дальность S определяется как $t_s(S) = \frac{S}{V_{\lambda}^{\lambda}}$ для $\lambda = 0$ (или $\lambda = \lambda_{\text{пред}}$) и $\lambda = 1$ соответственно.

Чтобы проиллюстрировать влияние различных факторов на радиус действия скоростного маневренного самолета, на рис. 3.6 приведены данные для самолета с $M_{\text{max}} = 2,2$ [6, 9].

Как видим, различия по величине радиуса действия для скоростного и экономического режимов превышают 60%. Влияние высоты на H_k составляет до 30—40%, влияние конечного разворота на 180° — около 10%.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Остославский И. В.* Аэродинамика самолета. М., Оборонгиз, 1957.
 2. *Остославский И. В., Стражева И. В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1969.
 3. *Бадягин А. А.* и др. Проектирование самолетов. М., «Машиностроение», 1972.
 4. *Абчук В. А., Емельянов Л. А., Матвейчук Ф. А., Сыздаль В. Г.* Введение в теорию выработки решений. М., Воениздат, 1972.
 5. *Васильев А. Я., Скрипниченко С. Ю.* Определение режимов движения самолета из условия максимума дальности. Сб. «Исследования по динамике полета», вып. 2. М., «Машиностроение», 1969.
 6. *Дуров В. А.* Боевое применение и боевая эффективность истребителей-перехватчиков. М., Воениздат 1973.
 7. *Котик М. Г., Павлов А. В., Пашковский И. М., Щитаев Н. Г.* Летные испытания самолетов. М., «Машиностроение», 1968.
 8. *Калачев Г. С.* Показатели маневренности, устойчивости и управляемости самолетов. М., Оборонгиз. 1958.
 9. *Чембровский О. А., Топичев Ю. И., Самойлович Г. В.* Общие принципы проектирования систем управления. М., «Машиностроение», 1972.
 10. *Шкадов Л. М., Буханова Р. С., Илларионов В. Ф., Плехих В. П.* Механика оптимального пространственного движения самолета. М., «Машиностроение», 1972.
 11. *Яглом А. М., Яглом И. М.* Вероятность и информация. М., Физматгиз, 1960.
 12. Известия АН СССР, серия «Техническая кибернетика», М., 1968, № 1, 2.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	5
Глава I. ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ СКОРОСТНЫХ МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ	11
§ 1. Летные ограничения	11
§ 2. Характеристики маневра и изменение уровня энергии самолета в полете	16
§ 3. Динамические режимы полета	28
Глава II. ВЫБОР И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ ПОЛЕТА	34
§ 1. Выбор программы полета и эксплуатационные характеристики самолета	34
§ 2. Обобщенный крейсерский режим. Понятие «потерянной» дальности	40
§ 3. Минимизация потерь на изменение уровня энергии	4
§ 4. Маршрут и профиль полета на заданную дальность. Потери на маневр	64
Глава III. ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ОПЕРАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ	74
§ 1. Оценка характеристик универсальных технических систем на этапе проектирования	74
§ 2. Рациональный выбор программы и схемы полета	81
§ 3. Приближенная оценка операционных характеристик самолета для типовых траекторий	88
Литература	92

Витан Викторович Андреевский

**ОЦЕНКА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА**

Учебное пособие

Редактор В. Я. Резникова

Тех. редактор Н. М. Каленюк

Корректоры Т. И. Щелкова, Т. Н. Лысова

Подписано в печать 9-IX-74 г. ЕО 00272.

Формат 84×108¹/₃₂. Объем 3 п. л. Усл. печ. л. 5,04.

Тираж 1000 экз. Заказ № 2484. Цена 50 коп.

Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Типография изд-ва «Волжская коммуна», г. Куйбышев,
проспект Карла Маркса, 201.